

VŠB – Technická univerzita Ostrava

Fakulta strojní

Institut dopravy

Přístrojové vybavení letadel II – výukový program

Aircraft instrumentation equipment II - tutorial subject

Student:

Lukáš Maslaňák

Vedoucí bakalářské práce:

Ing. František Martinec, CSc.

Ostrava 2013

VŠB - Technická univerzita Ostrava
Fakulta strojní
Institut dopravy

Zadání bakalářské práce

Student: **Lukáš Maslaňák**
Studijní program: B3712 Technologie letecké dopravy
Studijní obor: 3708R036 Technologie letecké dopravy
Téma: **Přístrojové vybavení letadel - výukový program předmětu
Aircraft Instrumentation Equipment - Tutorial Subject**

Zásady pro vypracování:

1. Analýza problémů předmětu Přístrojové vybavení letadel 2
2. Výběr problémů předmětu Přístrojové vybavení letadel 2
3. Návrh a realizace výukového programu pro demonstraci předmětu Přístrojové vybavení letadel 2

Cíl BP: Návrh a realizace výukového programu pro demonstraci předmětu Přístrojové vybavení letadel 2.

Seznam doporučené odborné literatury:

Martinec, F.: Přednášky Přístrojové vybavení letadel. Ostrava: VSB TU Ostrava. 2012
http://cs.wikipedia.org/wiki/V%C3%BDukov%C3%BD_program
Vít, M.: Výukový program WORD MANAGER. 2012

Formální náležitosti a rozsah bakalářské práce stanoví pokyny pro vypracování zveřejněné na webových stránkách fakulty.

Vedoucí bakalářské práce: **Ing. František Martinec, CSc.**

Datum zadání: 14.12.2012

Datum odevzdání: 20.05.2013



doc. Ing. Aleš Slíva, Ph.D.
vedoucí katedry



doc. Ing. Ivo Hlavatý, Ph.D.
děkan fakulty

Místopřísežné prohlášení studenta

Prohlašuji, že jsem celou bakalářskou práci včetně příloh vypracoval samostatně pod vedením vedoucího bakalářské práce a uvedl jsem všechny použité podklady a literaturu.

V Ostravě 20.5.2013

.....
podpis studenta

Prohlašuji, že

- jsem byl seznámen s tím, že na moji diplomovou (bakalářskou) práci se plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb., autorský zákon, zejména § 35 – užití díla v rámci občanských a náboženských obřadů, v rámci školních představení a užití díla školního a § 60 – školní dílo.
- беру на ве́доміі, že Vysoká škola báňská – Technická univerzita Ostrava (dále jen „VŠB-TUO“) má právo nevýdělečně ke své vnitřní potřebě bakalářskou práci užít (§ 35 odst. 3).
- souhlasím s tím, že bakalářská práce bude v elektronické podobě uložena v Ústřední knihovně VŠB-TUO k nahlédnutí a jeden výtisk bude uložen u vedoucího diplomové (bakalářské) práce. Souhlasím s tím, že údaje o kvalifikační práci budou zveřejněny v informačním systému VŠB-TUO.
- bylo sjednáno, že s VŠB-TUO, v případě zájmu z její strany, uzavřu licenční smlouvu s oprávněním užít dílo v rozsahu § 12 odst. 4 autorského zákona.
- bylo sjednáno, že užít své dílo – diplomovou (bakalářskou) práci nebo poskytnout licenci k jejímu využití mohu jen se souhlasem VŠB-TUO, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly VŠB-TUO na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše).
- беру на ве́доміі, že odevzdáním své práce souhlasím se zveřejněním své práce podle zákona č. 111/1998 Sb., o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších předpisů, bez ohledu na výsledek její obhajoby.

V Ostravě : 20.5.2013

Lukáš Maslaňák

podpis

Jméno a příjmení autora práce:
Adresa trvalého pobytu autora práce:

Lukáš Maslaňák
Zahradní 783, Brušperk 739 44

ANOTACE BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

MASLAŇÁK, Lukáš *Přístrojové vybavení letadel II – výukový program.*

Ostrava: Institut dopravy – Ústav letecké dopravy, Fakulta strojní, VŠB – Technická univerzita Ostrava 2013, 61 stran

Vedoucí práce: Ing. František Martinec, Csc.

Tato bakalářská práce se zabývá problematikou předmětu Přístrojové vybavení II. Práce se skládá ze dvou částí. První tvoří teoretická část a druhou samotný výukový program pro prezentaci předmětu. Moje práce by měla být nápomocna vyučujícím a především studentům a měla by dopomoci k pochopení náplně předmětu.

ANNOTATION OF BACHELOR THESIS

MASLAŇÁK, Lukáš. *Aircraft instrumentation equipment II - tutorial subject.*

Ostrava: Department of Air Transport, Faculty of Mechanical Engineering, VŠB-Technical university of Ostrava 2013, 61 pages

Thesis head: Ing. František Martinec, Csc.

This thesis deals with problem of subject Aircraft instrumentation equipment II. The work consists of two parts. The first one is theoretical and the second one is tutorial subject for the presentation of the subject. My work should assists teachers and students in particular and should be helped to understand the lectures.

Obsah

Seznam použitých zkratk	8
0. Cíl práce a metodika jejího vypracování	12
1. Úvod	13
2. Klasifikace moderních přístrojů a jejich uspořádání na panelu	14
2.1 Klasifikace moderních systémů	14
2.1.1 Přístroje a systémy po kontrolu letu	14
2.1.2 Přístroje a systémy pro kontrolu letadla	15
2.2 Uspořádání přístrojů na panelu	15
3. Elektronické zobrazovací displeje v letectví	17
3.1 LCD displeje s aktivní maticí - AMLCD (Active Matrix Liquid Crystal Display) ..	18
3.1.1 Princip LCD	18
3.1.2 Princip AMLCD	20
3.2 Elektroluminiscenční displeje – ELD (Electroluminescent Display)	21
3.2.1 Princip ELD	21
3.3 Displeje s katodovou trubicí – CRT (Cathode Ray Tube)	22
3.3.1 Princip CRT displejů	22
4. Komplexní zobrazení letových přístrojů - EFIS (Electronic Flight Instrument System)	24
4.1 Účel systému	24
4.2 Součásti systému	25
4.2.1 Primární letový displej PFD	26
4.2.2 Multifunkční letový displej (MFD) / Navigační displej (ND).....	27
5. Indikační systém motoru a systémy výstrahy posádky - EICAS (Engine Indicating and Crew Alerting System)	30
5.1 Účel systému	30
5.2 Princip činnosti.....	30
5.2.1 Snímané parametry	30
5.2.2 Celkové uspořádání systému	32
5.2.3 Varovná hlášení	33
5.2.4 Módy zobrazení	34
6. Systémy automatického řízení letu – AFCS (Automatic Flight Control Systems)...	35
6.1 Účel systému	35
6.2 Princip činnosti.....	35
6.3 Povelový přístroj F/D	36
6.4 Autopilot A/P	37
6.5 Automatické ovládání pohonných jednotek A/T	38

7. Plně automatický, digitální systém ovládání motorů - FADEC (Full Authority Digital Engine Control).....	39
7.1 Účel systému	39
7.2 Princip činnosti.....	39
8. Systém vedení letadla - FMS (Flight Management System).....	42
8.1 Účel systému	42
8.2 Princip činnosti.....	42
8.2.1 FMC	45
9. Komunikační, adresný a hlasný systém - ACARS (Aircraft Communications Addressing and Reporting System).....	46
9.1 Účel systému	46
9.2 Hlavní části systému	46
9.3 Princip činnosti.....	47
9.3.1 Průběh komunikace letadlo → pozemní středisko	47
9.3.2 Průběh komunikace pozemní středisko → letadlo	47
10. Palubní protisrážkový systém - ACAS (Airborne Collision Avoidance System) ...	49
10.1 Účel systému	49
10.2 Součásti systému	49
10.3 Princip činnosti.....	50
10.3.1 Typy TCAS.....	51
10.4 Druhy ukazatelů	51
10.5 Postup při vyhodnocování kolizí.....	52
11. Systém varování před blízkostí země - GPWS (Ground Proximity Warning System).....	54
11.1 Účel systému	54
11.2 Princip činnosti.....	54
11.2.1 Módy GPWS.....	55
12. Výukový program.....	57
12.1 Úvod.....	57
12.2 Výběr softwaru.....	57
12.3 Struktura programů	57
12.4 Konečné shrnutí	58
Závěr	59
Zhodnocení dosažených cílů	59
Seznam zdrojů:	60
Seznam příloh:	61

Seznam použitých zkratek

A/P	Auto Pilot	Autopilot
A/T	Auto –Throttle	Automat tahu
ACARS	Aircraft Communications Addressing & Reporting System	Komunikační, adresný a hlásný systém
ACAS	Airborne Collision Avoidance System	Palubní protisrážkový systém
ADC	Air Data Computer	Aerometrický systém
ADI	Attitude Director Indicator	Umělý horizont
AFCS	Automatic Flight Control System	Systém automatického řízení letu
AMLC	Active Matrix Liquid Crystal Displej	LCD displej s aktivní maticí
CDU	Command Display Unit	Rozhraní pilot/FMS
CTR	Catode – Ray Tube	Katodová trubice
EADI	Electronic Attitude Director Indicator	Elektronický umělý horizont
ECP	EFIS Control Panel	Ovládací panel EFIS
EFIS	Electronic Flight Instrument System	Zobrazení elektronických letových přístrojů
EGT	Exhaust gas temperature	Teplota výstupních plynů
EGPWS	Enhanced Ground Proximity Warning System	Rozšířený systém varování před blízkostí země

EHSI	Electronic Horizontal Situation Indicator	Elektronický indikátor horizontální situace
EICAS	Engine Indicating And Crew Alerting System	Indikační systémy motoru a systémy výstrahy posádky
EPR	Engine Pressure Ratio	Tlakový koeficient motoru
F/D	Flight Director	Povelový přístroj
F/O	First Officer	Druhý pilot
FADEC	Full Authority Digital Engine Control	Digitální, plně automatický systém ovládání motorů
FL	Flight Level	Letová hladina
FMS	Flight Management System	Systém vedení letadla
GPS	Global Positioning System	Globální systém určení polohy
GPWS	Ground Proximity Warning System	Systém varování před blízkostí země
GS, GP	Glide Slope, Glide Path	Sestupová rovina
HSI	Horizontal Situation Indicator	Indikátor horizontální situace
HDD	Head - Down Display	Průhledový displej
HUD	Head - Up Display	Průhledový displej
ICAO	International Civil Aviation Organization	Mezinárodní organizace pro civilní letectví
ILS	Instrument Landing System	Systém pro přesné přiblížení a přistání

INS	Inertial Navigation System	Inerciální navigační systém
IRS	Inertial Reference System	Inerciální referenční systém
LCD	Liquid Crystal Display	Displej z tekutých krystalů
LNAV	Lateral Navigation	Laterální navigace
ND	Navigation Display	Navigační displej
NDB	Non-Directional Radio Beacon	Nesměrový radiomaják
PFD	Primary Flight Display	Primární letový displej
RA	Resolution Advisory	Varování před nebezpečným provozem
RGB	Red Greed Blue	Červená, modrá, zelená
RLSU	Remote Light Sensor Unit	Fotodioda automatického nastavování jasu
SG	Symbol Generator	Generátor symbolů
SID	Standard Instrument Departure	Standardní přístrojový odlet
SSR	Secondary Surveillance Radar	Odpovídač sekundárního radaru
STAR	Standard Terminal Arrival Route	Standardní přístrojový přílet
TA	Traffic Advisory	Informace o provozu
TCAS	Traffic Alert and Collision Avoidance System	Palubní protisrážkový systém

TFT	Thin Film Transistor	Tenkovrstvé tranzistory
TMC	Thrust Management Computer	Počítač regulace tahu
TMS	Thrust Management System	Systém regulace tahu
VOR	Very High Frequency Omni-Directional Radio Range	VKV všesměrový radiomaják
WXR	Wheather Radar	Meteorologický radar
Y/D	Yaw Damper	Tlumič bočních kmitů

0. Cíl práce a metodika jejího vypracování

Primárním cílem této práce je připravit výukový program, který bude k dispozici vyučujícím při prezentaci problematiky, kterou zahrnuje předmět Přístrojové vybavení letadel II. Dílčím cílem je zpracování metodiky, která zpřehlední probíranou látku a pomůže porozumět náplni mé práce a to z teoretického, ale i z praktického hlediska.

Ve vypracování bakalářské práce se nejdříve zaměřím na písemnou stránku věci, ve které popíšu vybraná témata z předmětu Přístrojové vybavení letadel II. V druhé části mé práce se zaměřím na samotný výukový program, ve kterém nepůjde jen o text, ale student bude mít možnost vidět jak některé probírané systémy pracují v praxi a tím si uvědomí informace, které mu z výkladu a přečtení textu nebyly jasné. Vidět jak něco funguje, nejlépe hned po teoretické prezentaci, je ideální způsob jak zaručit, že student problematiku vstřebá a co je hlavní, porozumí jí.

1. Úvod

Má práce pojednává o elektronických přístrojích a systémech na palubě, především moderních letadel, přesto že se některé přístroje a systémy, kterými se zabývám, nacházejí současně na relativně starších strojích. Obzvláště se budu ztotožňovat s prostředím tzv. skleněných kokpitů.

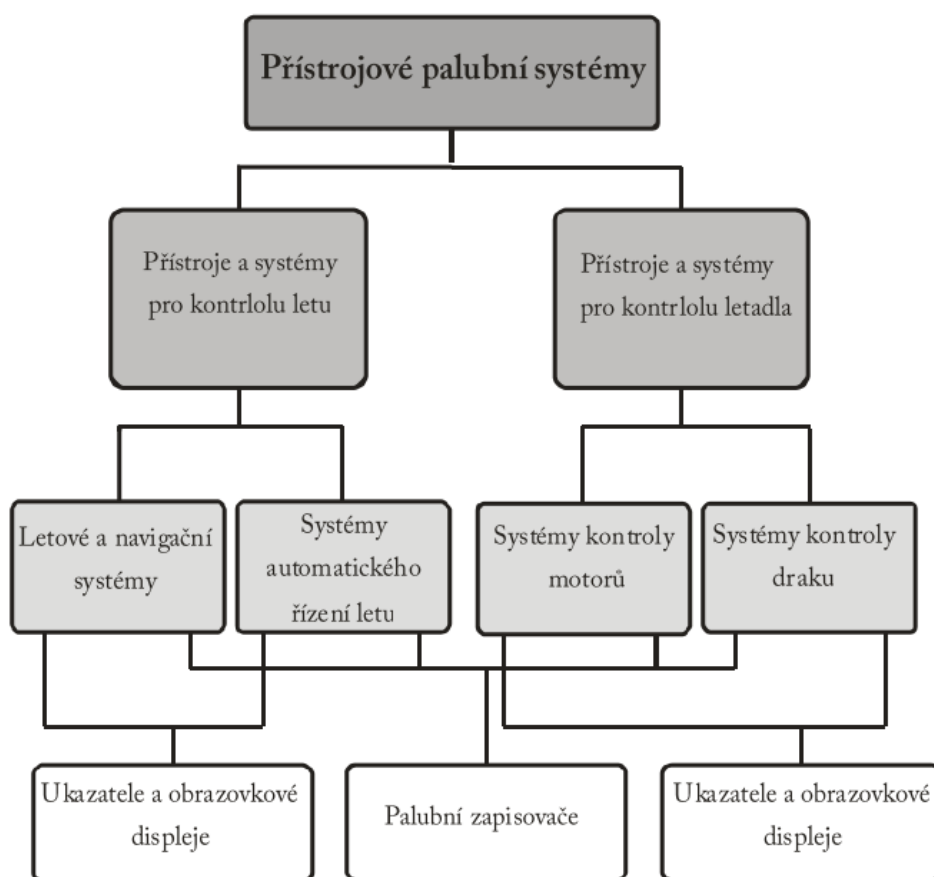
V první kapitole si zprvu rozlišíme jaké přístrojové palubní systémy, z hlediska určení, se na letadlech nacházejí a jaký je jejich účel, poté si zopakujeme rozmístění avionických přístrojů. Následně podrobně popíšu druhy a princip jednotlivých zobrazovacích displejů používaných v letectví především LCD, CRT a elektroluminiscenční displeje. Kapitola věnovaná systému EFIS (Electronic Flight Instrument System), která se týká elektronického zobrazování letových parametrů, podrobně popíše zobrazované informace na displejích. Vysvětlím zobrazování motorových parametrů a systém upozornění EICAS na palubních displejích. Seznámím s problematikou, kvůli které dost lidí „zesměšňuje“ práci pilotů a to je systém automatického řízení. Potom se zaměřím na objasnění digitálního systému řízení motorů tedy FADEC (Full Authority Digital Engine Control). Následovat bude systém sloužící k zefektivnění navigace, spotřebě paliva a celkovému snížení vyčerpání letové posádky, to vše se skrývá pod zkratkou FMS (Flight Management System). S tím částečně souvisí další kapitola ACARS (Aircraft Communications Addressing and Reporting System), týkající se datové komunikace mezi letadlem a pozemními stanovišti. Předposlední kapitolou je systém ACAS (Airborne Collision Avoidance System), upozorňující na provoz vyskytující se v daném okruhu kolem letadla. Poslední kapitolu teoretické části zahrnuje systém, jehož účelem je varovat piloty před nebezpečím nárazu do země, jehož označení je GPWS (Ground Proximity Warning System).

Závěrečné stránky práce patří objasnění volby softwaru pro realizaci multimediálního výukového programu a popíšu strukturu, jakou se budu při jeho vytváření řídit.

2. Klasifikace moderních přístrojů a jejich uspořádání na panelu

2.1 Klasifikace moderních systémů

Ve většině současných dopravních letadel jsou základní přístroje sdruženy do komplikovaných systémů, které mezi sebou vzájemně komunikují. Hlavním zdrojem letových a navigačních informací je aerometrický počítač, systém inerciální navigace a radiotechnické letové navigační prostředky. Taktéž i motorové parametry jsou zpracovány centrálně a jsou dále zobrazeny pomocí primárního, případně sekundárního obrazovkového displeje. [11]



Obr. 2.1 Klasifikace přístrojových systémů

Prvotní rozdělení palubních systémů na přístroje a systémy letu, a přístroje a systémy letadla je samozřejmé, protože posádka musí mít přehled o všem co se týká letadla a blízkého prostoru.

2.1.1 Přístroje a systémy po kontrolu letu

Dále můžeme rozdělit na letové a navigační systémy, do této skupiny patří ty, které má pilot přímo před sebou, můžeme o nich říct, že jsou primární. Jedná se především

o systémy na zobrazení rychlosti, výšky, polohy vůči horizontu, systémy pro zobrazování parametrů letové trasy, atd.

Druhou podskupinou jsou právě systémy automatického řízení letu mají na starost bezpečné a spolehlivé řízení letounu. Tato potřeba se dá členit do třech úrovní (stabilita dynamických charakteristik letu; řízení polohy letounu v průběhu letu; vedení letounu po trati, přiblížení a automatické přistání), které jsou vyjádřeny ve fázi řízení letu.

2.1.2 Přístroje a systémy pro kontrolu letadla

Systémy, které mají na starost kontrolu motorů můžeme považovat především EICAS, což je systém pro přímé zobrazování parametrů motorů na leteckých displejích posádce letadla.

Pod systémy kontroly draku řadíme systémy, obstarávající obsluhu pevných částí letadlové konstrukce, tedy trup (zabezpečení dveří, přetlakování, klimatizace,...), křídla společně s ocasními plochami u těchto částí se jedná o odmrazovací systémy náběžných hran a samozřejmě kontrola podvozku. Pro všechny tyto systémy jsou v letadle kontrolky aby informovaly posádku pokud dojde k něčemu co by ohrožovalo let.

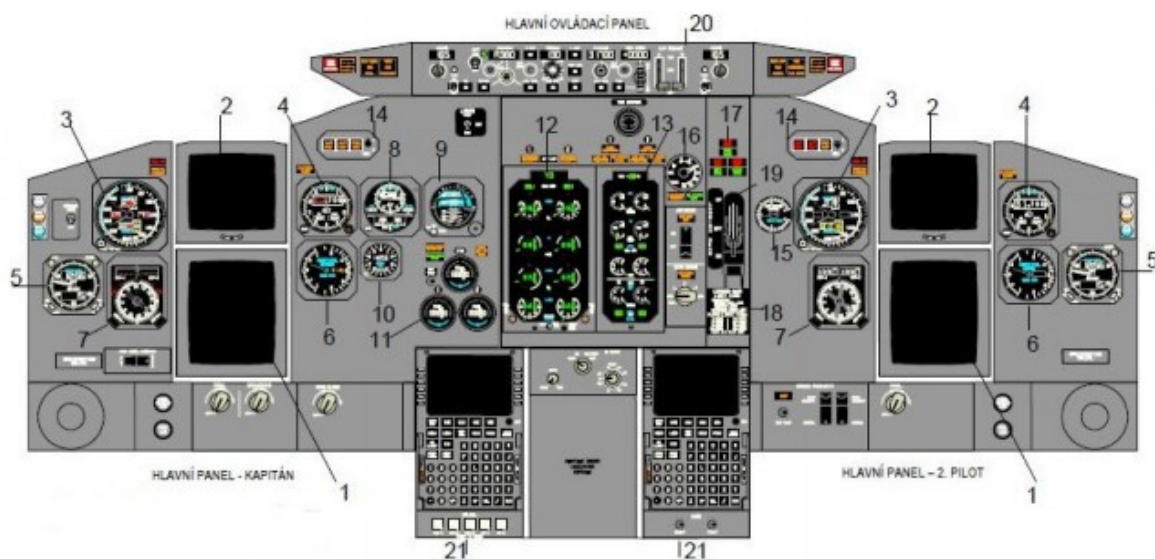
Rád bych se zmínil, že popsané schéma se neshoduje pouze s letectvím, když se zamyslíme můžeme jej použít pro jakékoliv odvětví dopravy ať je to po zemi, na vodě nebo i pod ní.

2.2 Uspořádání přístrojů na panelu

Veškeré uspořádání ovládacích prvků, přístrojů a zobrazovacích jednotek na palubní desce v kokpitu všech letadel se řídí stanovenou normou, která udává, že v přímém zorném poli pilotů jsou instalovány veškeré letové a navigační přístroje.

Přístroje v hlavním zorném poli:

- Letové a pilotážně navigační
 - výškoměr
 - rychloměr
 - umělý horizont
 - dále displeje zobrazující letovou trasu
 - navigační přístroje (VOR, ILS, NDB)



- | | | | |
|----|--|----|--|
| 1 | Obrazovka navigačního ukazatele (EADI) | 12 | Displeje primárních motorových veličin |
| 2 | Obrazovka primárního letového ukazatele (EHSI) | 13 | Displeje sekundárních motorových veličin |
| 3 | Rychloměr – machmetr | 14 | Signalizace autopilota |
| 4 | Výškoměr | 15 | Indikace tlaku v hydraulické brzdové soustavě |
| 5 | Palubní hodiny | 16 | Indikace polohy klapek |
| 6 | Variometr | 17 | Indikace polohy podvozku |
| 7 | Ukazatel vzdálenosti, směrníku a kurzu | 18 | Tabulka limitů pro funkci podvozku a klapek |
| 8 | Záložní výškoměr a rychloměr | 19 | Ovládání podvozku |
| 9 | Záložní umělý horizont | 20 | Ovládací panel autopilota |
| 10 | Metrický výškoměr | 21 | Ovládací panel systému řízení a plánování letu |
| 11 | Palivoměry jednotlivých nádrží | 22 | Ukazatel systému tlumení bočních kmitů |

Obr. 2.2 Palubní deska dopravního letadla

Přístroje po stranách jsou ty jejichž, údaje jsou kontrolní a nemusí být plynule sledovány, jedná se především o motorové parametry.

Předpisy nařizují, že určité přístroje musí být na palubní desce dvakrát a jsou umístěny nalevo a napravo hlavního zorného pole. Toto nařízení se týká výškoměru, rychloměru a umělého horizontu. Slouží jako záložní ukazatele buď to k porovnávání údajů nebo v případě selhání hlavních ukazatelů.

Dále v prostoru mezi hlavními zobrazovacími jednotkami kapitána a prvního důstojníka jsou displeje zobrazující parametry motoru, polohu podvozku a klapek.

3. Elektronické zobrazovací displeje v letectví

Přístrojové vybavení současných dopravních a samozřejmě také vojenských letadel je převážně tvořeno avionickými systémy tzv. 3. generace. Signály snímačů jsou přenášeny pomocí letadlových sběrnic a vyhodnocovány počítačem. Při tomto způsobu zpracování měřených veličin se k jejich zobrazení na palubní desce používají nejvíce LCD dále elektroluminiscenční displeje, displeje sestávající ze svítivých diod a vyskytují se ještě CRT.

Zvláštní skupinu tvoří průhledové displeje, používané hlavně na vojenských letadlech, ale postupně již pronikají do civilního letectví jak je vidět na obr. 3.1. V tomto případě mluvíme o HUD (Head Up Display), také jsou HDD (Head Down Display). Ve všech případech se jedná o zobrazení využívající elektronické zobrazovací prvky. [3]



Obr. 3.1 Ukázka dvojitého HUD na A350 XWB společnosti Qatar airways

Elektronické zobrazovače jsou kombinované s mechanickými ukazateli nebo na velkých dopravních letadlech poslední výroby slouží k zobrazení všech sledovaných veličin. Elektromechanické ukazatele jsou v tom případě pouze záložní, nejnovější dopravní letadla mají i zálohované veličiny na obrazovkových displejích menší velikosti.

Obrazovkové displeje mají v porovnání s elektromechanickými ukazateli řadu výhod. Ohledně zpracování signálu je to absence mechanických prvků při zobrazení měřené

veličiny. Z hlediska rozsahu zobrazovaných informací umožňují podstatné rozšíření a zobrazení informací (např. textové informace, některé navigační informace atd.), které nemohou mechanické ukazatele zajistit.

Zásadní výhodou je také možnost vyobrazení různých veličin a situací pouhým přepínáním výstupů na obrazovkovém multifunkčním displeji. Současně je tím zajištěno zálohování v případě selhání některého displeje.

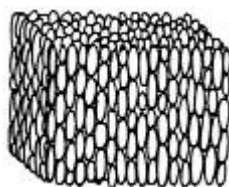
Letecké displeje musí splňovat několik přísných požadavků aby mohly být užity jako zobrazovací jednotky. Zobrazovaná data musí být dobře viditelná při plném slunečním světle, ale současně nesmí působit rušivě při použití zařízení pro noční vidění (NVG - Night Vision Goggles) v absolutní tmě. Displeje musí být provozuschopné při teplotě od -40° C až po 55° C, vydržet otřesy, vibrace a jiné účinky okolního prostředí jako např. slané ovzduší, prach, písek, sluneční záření atd. [3]

3.1 LCD displeje s aktivní maticí - AMLCD (Active Matrix Liquid Crystal Display)

V současnosti se jeví jako nejvíce perspektivní displeje v oblasti letectví hlavně díky nižší spotřebě energie, LCD displeje vystřídaly doposud používané energeticky náročnější CRT (Cathode Ray Tube) obrazovky.

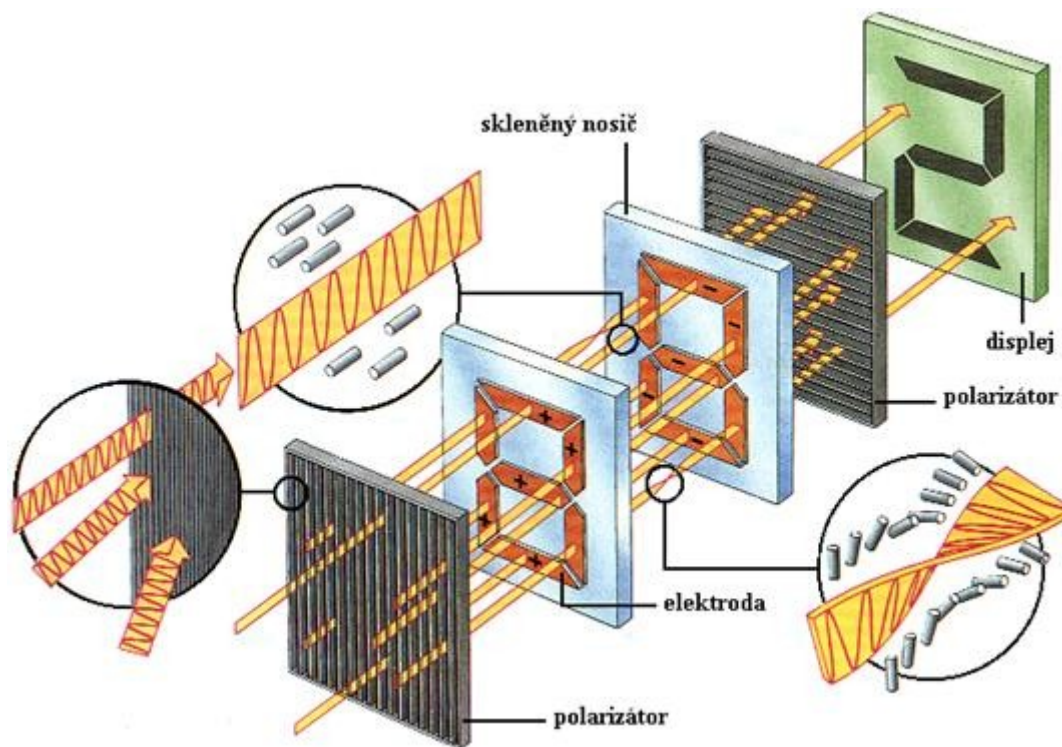
3.1.1 Princip LCD

Tyto obrazovky využívají změnu propustnosti světla tekutými krystaly působením elektrického pole. **Nematické kapalně krystaly** obr. (molekuly krystalů jsou uspořádány tak, že jejich osy jsou navzájem rovnoběžné, ale nejsou uspořádány ve vrstvách) jsou sevřeny mezi dvěma skleněnými ploškami, na jejichž vnitřních stěnách je nanesena rýhovaná vrstva SiO₂.



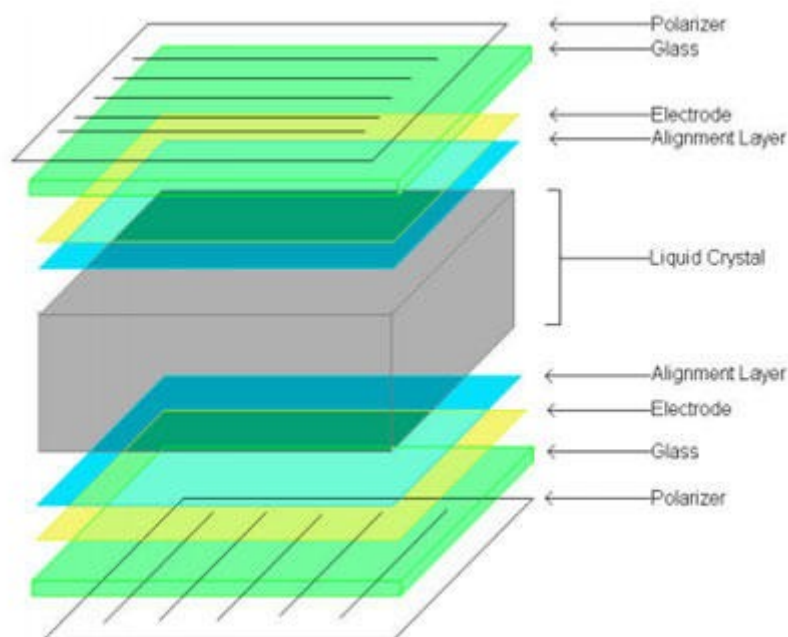
Obr. 3.2 Nematické uspořádání krystalů

Rýhování na obou deskách jsou na sebe vzájemně kolmá, což způsobí, že se krajní vrstvy molekul kapalných krystalů orientují ve směru rýh a molekuly mezi nimi se vlivem mezimolekulárních vazebných sil stočí do šroubovice. Tento jev se nazývá **Schadt-Helfrichův** jev. Na vnější stěně skleněných desek jsou napařeny průhledné elektrody - v tomto případě se jedná o sedm čířých elektrod (viz obr. 3.3). Tyto elektrody jsou schopné se nabít v závislosti na signálu z příslušných logických obvodů; každý segment je přitom řízen zcela nezávisle na ostatních. Samotné tekuté krystaly jsou v prostoru mezi elektrodami, tedy mezi skleněnými destičkami, na nichž jsou elektrody fixované. [1]



Obr. 3.3 Průběh uvnitř displeje

Polarizátor na obr. 3.3 dovolí průchod kapalinou pouze té části světla, která kmitá v jediném směru (daném polarizátorem). Spirálovité molekuly tekutého krystalu otáčejí úhel polarizovaného světla o 90° a světlo pak prochází druhým polarizátorem na displeji. Jestliže je na určitý segment vloženo elektrické napětí, orientují se molekuly kapalného krystalu ve směru intenzity elektrického pole a polarizace světla se nemění. Světlo pak nemůže projít druhým polarizátorem a displej zůstává nedotčen (beze světla). Je-li tedy na elektrody daného segmentu převedeno napětí, segmentem neprojde světlo a na displeji bude tmavé místo. Z toho vyplývá, že není-li na elektrody přivedeno napětí, světlo segmentem neprojde.[1]

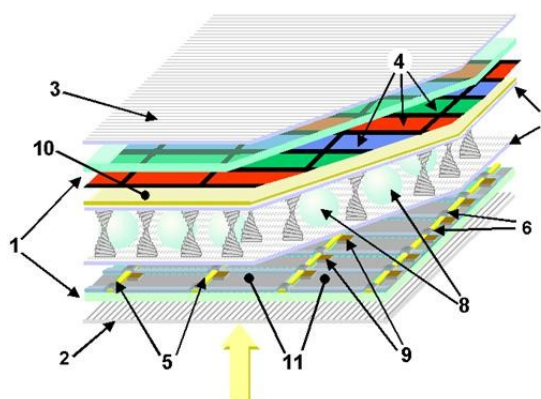


Obr. 3.4 Vnitřní struktura LCD

3.1.2 Princip AMLCD

Tyto displeje zahrnují tzv. TFT (Thin Film Transistor) technologii, jedná se o obrazovky s oddělenými a vzájemně nezávislými tranzistory pro každý supixel. Proud, který spouští osvětlení pixelu může být menší a je schopen se zapnout a vypnout mnohem rychleji. Pixel emitující barevné světlo projde přes RGB filtr. Výsledkem tohoto vylepšení je velice malá odezva kolem 20ms a přímé adresování pixelů, proto jsou tyto displeje nejčastěji užívány v civilním, ale i ve vojenském letectví naopak jejich nevýhodou je jeho vysoká cena.

- 1 - skleněné destičky;
- 2 a 3 - horizontálně a vertikálně polarizovaný polarizační filtr
- 4 - barevná maska tvořená základními barvami RGB modelu;
- 5 a 6 – horizontální, vertikální řady pixelů;
- 7 - silná polymerová vrstva;
- 8 - distanční vložka;
- 9 - TFT;
- 10 - přední elektroda; 11 - zadní elektroda.

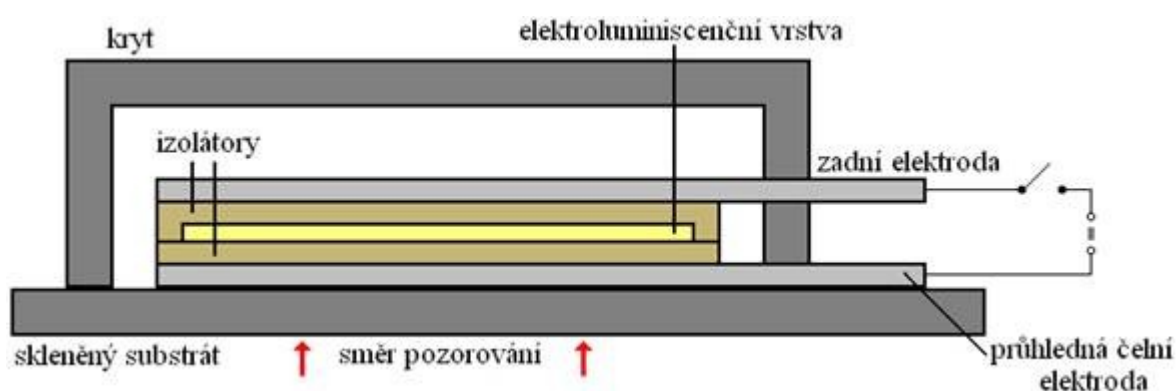


Obr. 3.5 Struktura AMLCD

3.2 Elektroluminiscenční displeje – ELD (Electroluminescent Display)

3.2.1 Princip ELD

Tyto displeje jsou vyrobeny speciální technologií, která spočívá ve vytvoření tzv. sendvičové struktury. Tuto strukturu tvoří dvě izolační destičky a luminiscenční vrstva (nejčastěji sirník zinečnatý s příměsí manganu), která je mezi nimi. Na izolační destičky jsou fixovány elektrody, jednou vertikálně, podruhé horizontálně. Pokud vznikne v bodě křížení elektrod dostatečně vysoké elektrické pole, fosfor emituje světlo.



Obr. 3.6 Struktura elektroluminiscenčního displeje

Vlastnosti ELD

- monochromatický grafický displej
- provozní teplota $-60^{\circ}\text{C} \dots +85^{\circ}\text{C}$
- jedinečné optické vlastnosti
- vysoký kontrast a jas
- pozorovací úhel $> 160^{\circ}$
- rychlá odezva zobrazení $< 1\text{ms}$
- odolnost proti šoku a vibracím
- spolehlivost, dlouhá životnost, trvanlivost

Nevýhodou těchto displejů je potřeba velkého budicího napětí, které činí až 200V. [5]

3.3 Displeje s katodovou trubicí – CRT (Cathode Ray Tube)

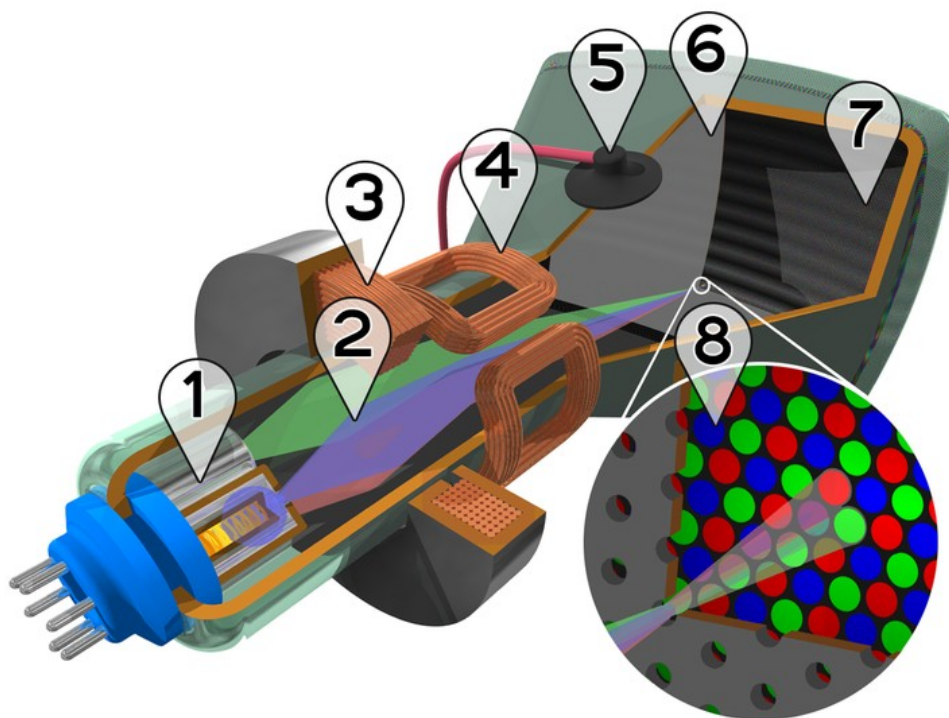
V současnosti se jedná o relativně zastaralý druh displejů, ale to nemění nic na tom, že se v letectví hojně používaly a stále se na mnoha letadlech vyskytují, tudíž je dobré o nich vědět.

3.3.1 Princip CRT displejů

Obrazovka těchto displejů je v podstatě skleněná baňka, jejíž přední část se skládá ze stínítka potaženém luminiscenční látkou, jinak luminoforem. Obrazovka je vzduchoprázdna a to z důvodu aby molekuly vzduchu nijak nebránily pohybu elektronů a tím nezkreslovaly obraz. V zadní části je umístěné tzv. elektronové dělo, které emituje elektrony proti stínítku obrazovky. A podle množství elektronů, které dopadají na určitý bod na obrazovce, se rozsvěcuje luminofor.

Při tvorbě obrazu je pak nutné aby elektrony vysílané elektronovým dělem zasáhly přesně ten bod stínítka, který mají a k tomu slouží vychylovací cívky. Elektrony jsou v horizontálním i vertikálním směru vychylovány elektrostatickým nebo elektromagnetickým polem vychylovacích cívek. Paprsek elektronů je vychylován zleva doprava a shora dolů velkou rychlostí, takže rozzáření jednotlivých luminiscenčních bodů splyne a člověk vidí stabilní obraz.

Pro barevný obraz je zapotřebí tři elektronových děl a stínítka složené z trojice barevných luminoforů RGB (R- red; G- green, B – blue). Elektronové paprsky z jednotlivých děl osvětlí trojici luminiscenčních bodů, které leží v těsné blízkosti u sebe. Protože od určité vzdálenosti vnímá lidské oko tuto trojici bodů jako jeden, je výsledná barva součtem velikostí jednotlivých barevných světél.



Obr. 3.7 Struktura CRT displeje

1. *Elektronové dělo* – katody emitující elektrony, odpovídající červené, zelené a modré barvě
2. *Svazky elektronů*
3. *Usměrňovací a zaostřovací cívka*
4. *Vychylovací cívka* – směřuje elektronový paprsek na požadované místo obrazovky
5. *Připojení anody*
6. *Stínítka* – zajišťuje aby na určitou barvu luminoforu dopadal pouze odpovídající paprsek
7. *Luminiscenční vrstva* – převádí tok elektronů na viditelné záření
8. *Detail luminoforové vrstvy*

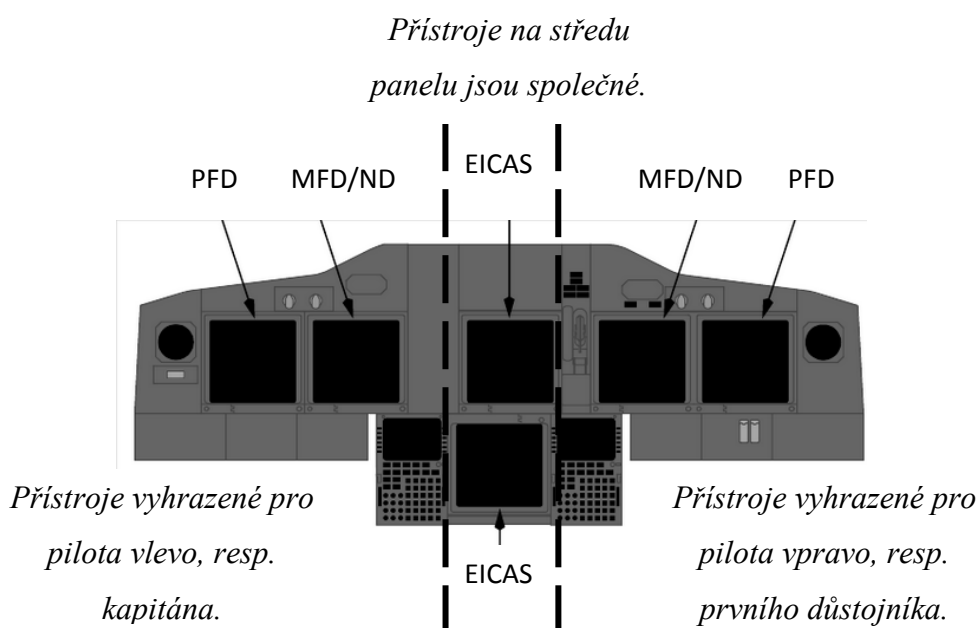
4. Komplexní zobrazení letových přístrojů - EFIS (Electronic Flight Instrument System)

4.1 Účel systému

Jedná se o elektronický systém v němž jsou analogové palubní přístroje nahrazeny digitálními elektronickými přístroji s obrazovkovými displeji, na kterých zobrazují letové informace. Z počátku se používaly CRT displeje, ale na modernějších letadlech už najdeme mnohem vhodnější LCD displeje, jejichž výhoda spočívá v menší velikost a negenerují tolik tepla, tudíž jejich nároky na chlazení nejsou tak vysoké jako u předchozích CRT obrazovek.

Tohle zobrazení je velmi ergonomické, flexibilní a zároveň umožňuje zobrazit velké množství informací na jediné obrazovce v přehledné formě.

Tento systém se v 80. letech 20. století stal standardní výbavou všech dopravních letadel Boeing a Airbus.



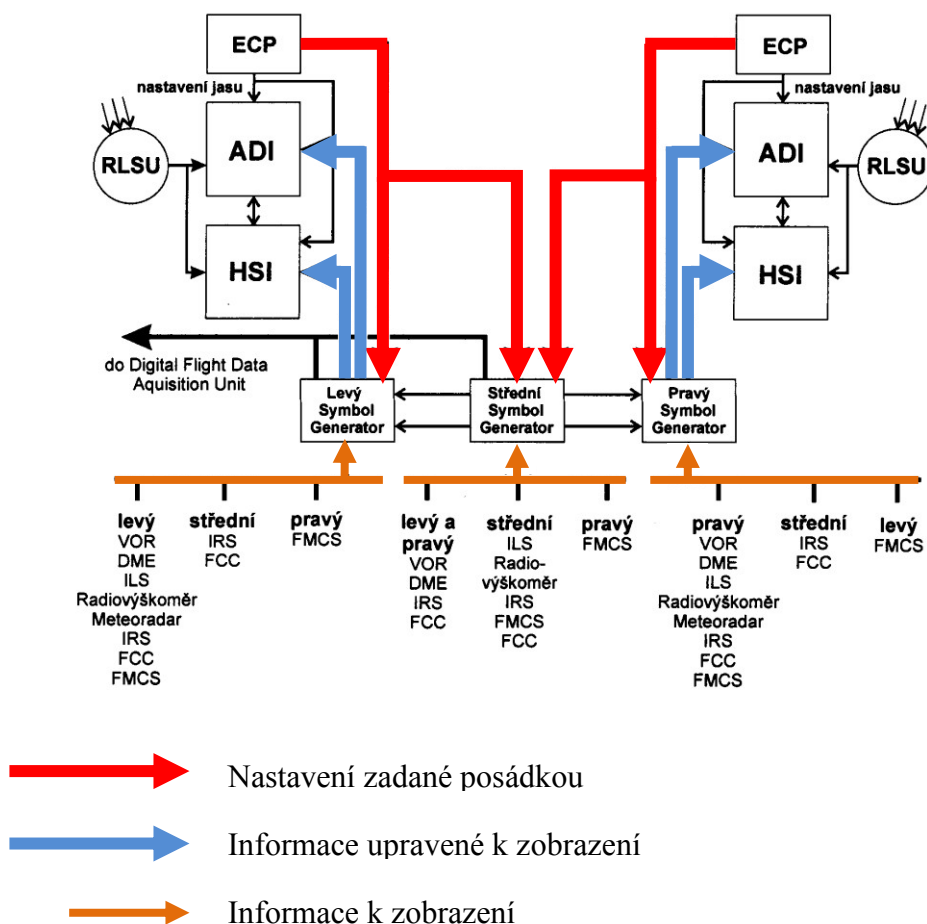
Obr. 4.1 Rozdělení displejů na panelu.

4.2 Součásti systému

Kompletní instalace EFIS sestává z levého (kapitánova) a pravého (F/O) systému. Jeho součástmi jsou:

- EADI (*Electronic Attitude Director Indicator*), neboli PFD (*Primary Flight Display*),
- EHSI (*Electronic Horizontal Situation Indicator*), neboli MFD/ND (*Multifunction Flight Display/ Navigation Display*),
- Ovládací panel (ECP, *EFIS Control Panel*),
- Generátor symbolů (SG, *Symbol Generátor*),
- Fotodioda automatického nastavování jasu (RLSU, *Remote Light Sensor Unit*).

Generátor symbolů poskytuje analogové, diskrétní a digitální rozhraní mezi letadlovými systémy, displeji a ovládacím panelem. Někdy je začleněn třetí (centrální) generátor symbolů, který může být připojen k levé nebo pravé soupravě v případě závady odpovídajícího SG. Příklad propojení mezi jednotkami EFIS a dalšími systémy je zobrazen na schématu.



4.2.1 Primární letový displej PFD

Označení primární letový displej dostala tato jednotka jelikož zobrazuje hlavní parametry důležité pro pilotáž. V hlavním zorném poli obrazovky je ADI (Attitude Director Indication) což je digitální obdoba gyroskopu a kolem něj jsou rozmístěny další informace.

4.2.1.1 Levá strana

Na levé straně je oblast určena pro rychlosti letadla, nejde pouze o cestovní rychlost, ale zachycuje také maximální a minimální bezpečné rychlosti určené konstrukcí letadla.

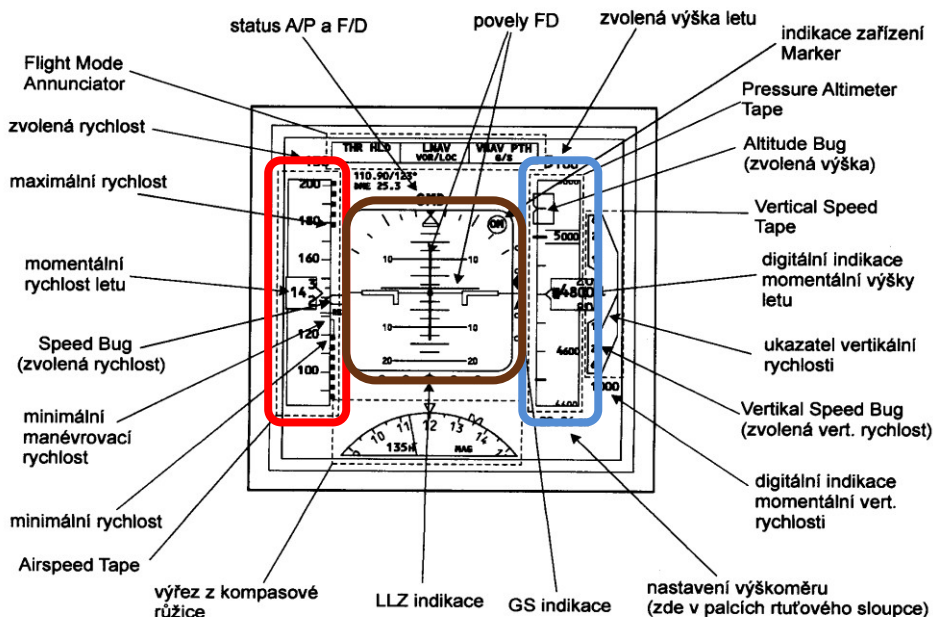
4.2.1.2 Pravá strana

Na pravé straně jsou výškové parametry, společně s informacemi o VSI (Vertical Speed Indicator), což je souhrnné označení pro gradient stoupání popřípadě klesání.

4.2.1.3 Hodní a spodní část

Ve spodní části je ukazatel směru letu tedy kurz letadla. Oblast nad ADI je vymezena pro zobrazení nastavení letového modu, modu pro radiolokační odpovídače (SSR), výšky rozhodnutí dle ILS systému.

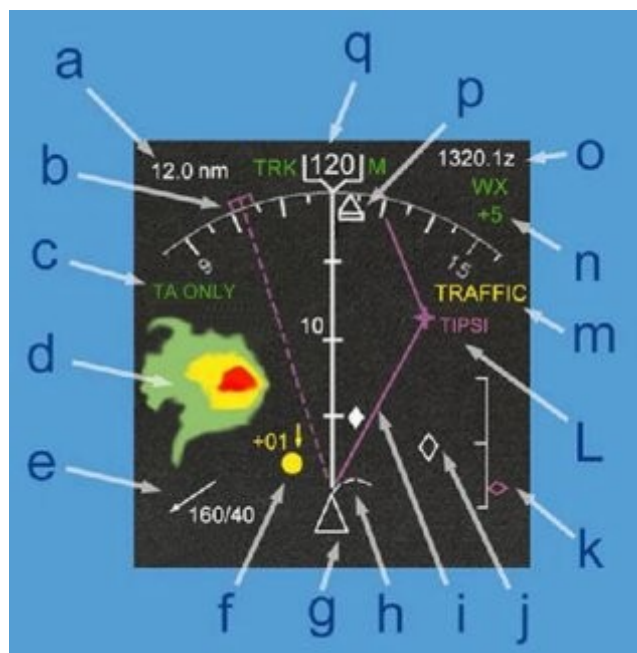
PFD je navržen tak aby zvýšil situační povědomí pilota v každém okamžiku tím, že se integrovalo více informačních parametrů do jednoho přehledného displeje namísto šesti analogových budíků. Tímhle zásahem se snížil čas potřebný k vypozorování potřebných informací a také prostor, který by zabraly analogové zobrazovací jednotky, může být využit pro jiné systémy.



Obr. 4.2 Struktura EADI

4.2.2 Multifunkční letový displej (MFD) / Navigační displej (ND)

Displej je primárně určený pro EHSI (Electronic Horizontal Situation Indicator), tedy slouží k zobrazení horizontální situace v okolí letadla. Tyto displeje jsou konstruovány jako grafocentrické což znamená, že hlavním zobrazeným prvkem je pozice letadla a jeho trasa, posádka si může zvolit jestli chce zobrazit plán cesty, informace o počasí, navigační prostředky pro přiblížení (VOR/ILS, NAV) a pohyby okolních letadel s případnými pokyny co udělat aby nedošlo ke srážce (TCAS).



Obr 4.3 Struktura EHSI

- a) vzdálenost k dalšímu bodu na trase v tomto případě TIPSI
- b) zobrazení chyby kompasu
- c) informace o aktivním TCASu
- d) informace z meteo radaru
- e) směr a rychlost větru v tomto případě fouká z 160° rychlostí 40 kt
- f) TCAS symbol pro letoun v blízkosti v tomto případě 100 stop nad naší FL a klesá
- g) pozice našeho letadla
- h) trend vektor (předpovídá směr letadla na konci 30, 60 a 90-ti sekundových intervalů, zahrnuje příčný náklon a traťovou rychlost)
- i) zobrazuje naplánovanou trasu prostřednictvím FMS
- j) TCAS symbol pro objekt v dohledu

- k) Vertikální odchylka, zobrazí se pokud je letadlo nad nebo pod profilem sestupu FMC. Je to něco jako ILS GS, tedy fialový diamant představuje pozici sestupového profilu FMC a střed stupnice představuje letadlo. Rozsah stupnice je +/- 400ft. V tomto případě je sestupový profil FMC asi 350 ft pod letadlem, tedy letadlo by mělo zklesat.
- l) otočný bod na plánované trati
- m) TCAS upozornění na provoz
- n) informace o naklonění meteo radaru v tomto případě o 5 stupňů nahoru
- o) předpokládaný čas pro dosažení TIPS
- p) ukazuje současný nastavený magnetický kurz tedy přibližně 124°
- q) ukazuje okamžitý kurz 120°, rozdíl 4° je způsobený větrem

Na displej mohou být vyneseny čtyři základní zobrazení:

- VOR/ILS
- NAV
- MAP
- PLAN

Zobrazení VOR/ILS a NAV mohou být zobrazené v podobě plné (FULL) nebo rozšířené (EXPANDED) kompasové růžice. Kromě zobrazení MAP je někdy dostupné i speciální zobrazení Centre MAP. Informace od palubního meteorologického radaru a protisrážkového systému TCAS mohou být zobrazovány pouze v rozšířených (Expanded) módech nebo v módu MAP. Volitelný mapový podklad je dostupný ve zobrazeních MAP, Centre MAP a PLAN. V těchto módech je možné pomocí přepínačů na ECP zobrazovat radiály naladěných majáků VOR a ADF (VOR/ADF), navigační zařízení (NAV AID), letiště (ARPT), data vztahující se ke trati letu (RTE DATA), traťové body (WPT) a zobrazení od meteorologického radaru (WXR).

V módu PLAN je používána statická mapa na pozadí s daty aktivní letěné trati orientovanými k zeměpisnému severu. Tento mód umožňuje pilotům zrevidovat trať plánovanou pomocí stránky FMC/CDU LEGS. Zobrazení odrazů meteorologického radaru zde není možné.

Pouze mód PLAN je orientován k zeměpisnému severu, jinak všechna ostatní zobrazení jsou orientována k magnetickému nebo zeměpisnému kurzu letadla (dle volby). Bílé vzdálenostní oblouky (range arcs) jsou zobrazeny ve všech rozšířených (EXP)

módech pokud je zapnuté zobrazení meteoradaru a v módu MAP po celou dobu používání. Mód MAP je běžně používaným (asi nejpoužívanějším) módem, který, ve spojení s daty letového plánu naprogramovanými pomocí FMS, zobrazuje informace před pohybujícím se mapovým pozadím se všemi základními součástmi běžné potřeby.

Závady signálů zobrazovaných informací jsou zobrazeny na EADI a EHSI ve formě žlutých návěstí (štítků) v příslušných pozicích na obrazovkách. Dále mohou být zobrazována chybová hlášení při nesouladu některých zadávaných povelů formou textu na displeji EHSI (např.: "WXR/MAP RANGE DISAGREE").

5. Indikační systém motoru a systémy výstrahy posádky - EICAS (Engine Indicating and Crew Alerting System)

5.1 Účel systému

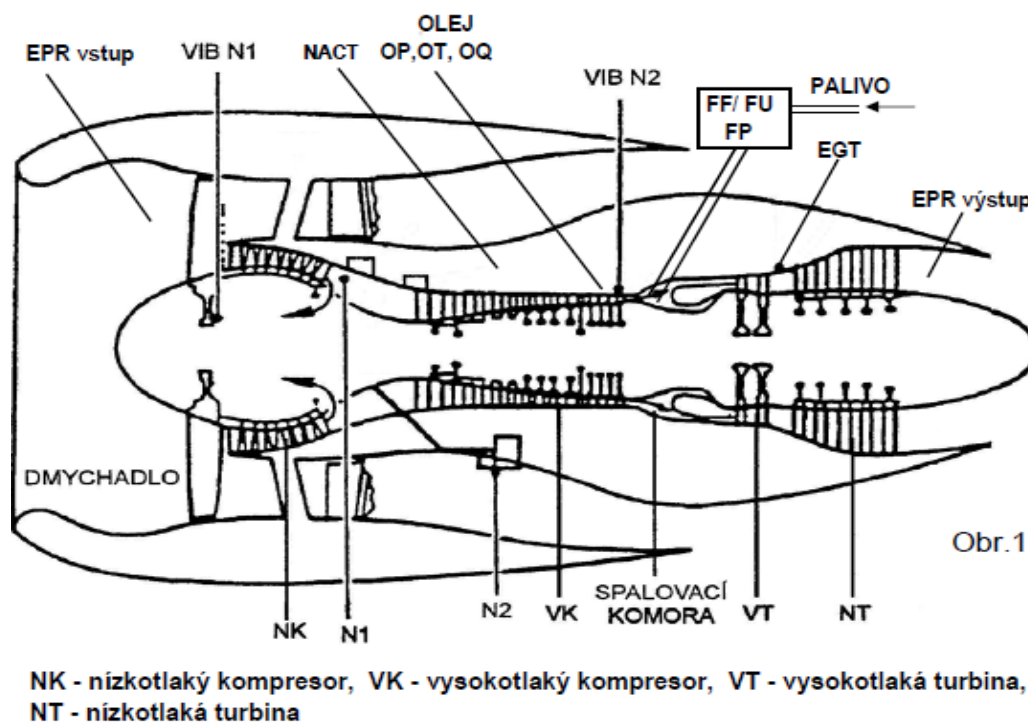
Shromažďuje a vyhodnocuje informace o stavech motorů, které následně zobrazuje na patřičném displeji, čímž se eliminuje nutnost užívání běžných analogových ukazatelů. Údaje nemusí být nutně zobrazeny na displeji po celou dobu provozu, ale jen při výskytu anomálie. V těchto případech je posádka upozorněna automaticky generovanými zprávami patřičných barev, které závisí na charakteru zprávy. Zpráva může být doprovázena zvukovou a světelnou varovnou signalizací v závislosti na její důležitosti.

5.2 Princip činnosti

Základní uspořádání systému EICAS je složeno ze dvou zobrazovacích jednotek (horní a dolní displej), kontrolního panelu a dvou výpočetních jednotek, do nichž jsou přiváděny signály z částí motorů a jejich senzorů. Systém obsahuje dvě výpočetní jednotky z nichž je vždy aktivní pouze jedna a druhá má funkci záložní pro případ výpadku, kdy se automaticky aktivuje a zastoupí funkci porouchané jednotky.

5.2.1 Snímané parametry

Snímané parametry motoru jsou zachyceny na obrázku č. 5.1.



Obr. 5.1 Snímané parametry na motoru

Horní displej je určen pro primární motorové parametry:

- otáčky nízkotlakého kompresoru N1
- teplotu výstupních plynů EGT
- varovné zprávy
- výkon motoru resp. tlakový poměr EPR (poměr za nízkotlakou turbínou a před nízkotlakým kompresorem)

Dolní displej zobrazuje sekundární motorové parametry:

- otáčky vysokotlakého kompresoru N2
- spotřebu paliva a množství oleje
- tlaky a teploty
- vibrace motoru

Může taky zobrazovat stavy nemotorových systémů jako stav hydraulického systému, APU a dalších. [8]

V některých případech si může posádka zvolit nastavení pro zobrazení všech parametrů na jednom displeji, příklad takového zobrazení je na obrázku č. 5.2.

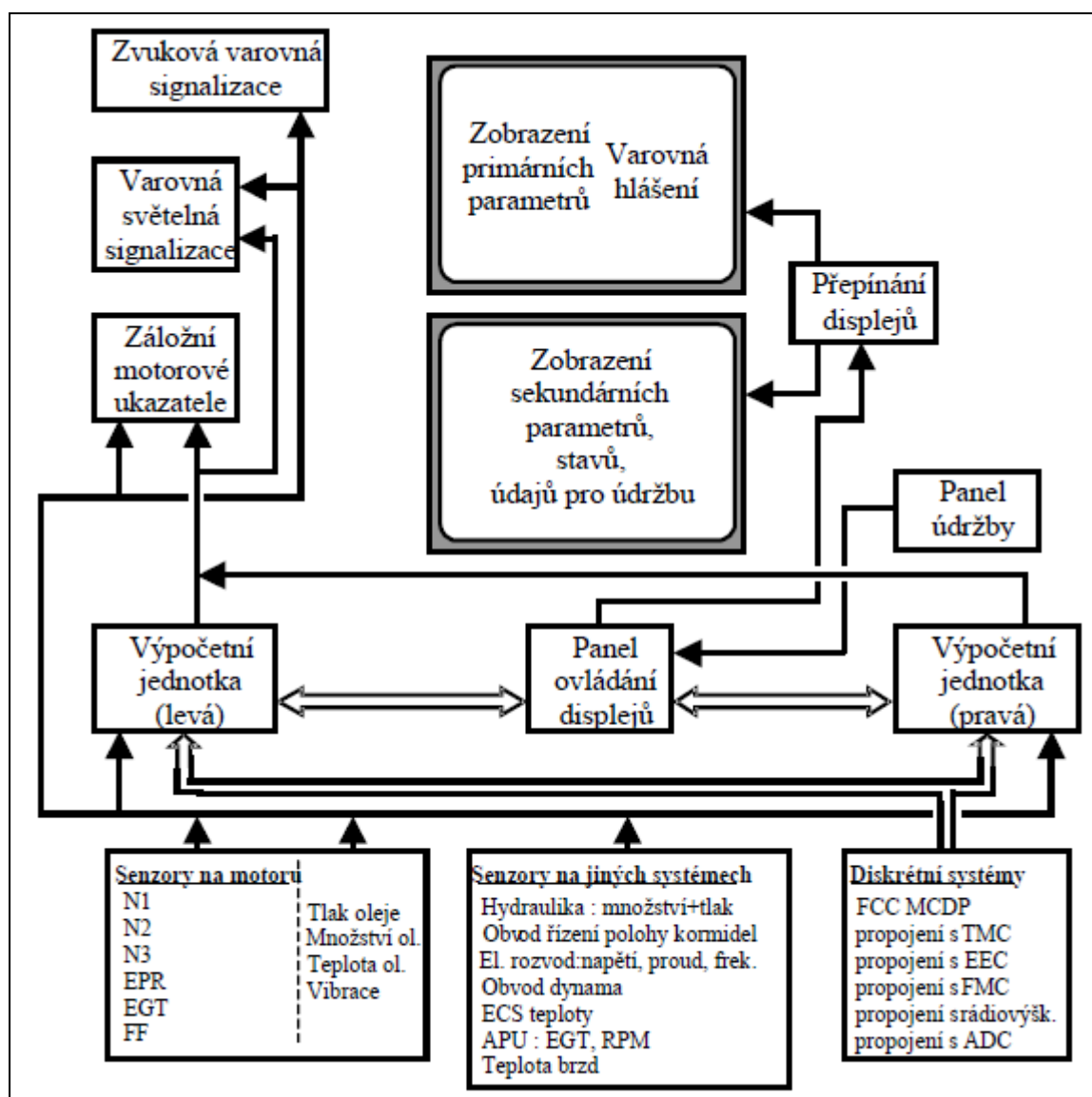


Obr. 5.2 EICAS všechny parametry na jednom displeji

5.2.2 Celkové uspořádání systému

EICAS informuje posádku o primárních motorových parametrech během celé doby provozu, ale i o sekundárních parametrech, které je možno přepínat s informacemi z dalších automatizovaných systémů. Sledované parametry jsou zobrazovány na displejích, které jsou umístěné nad sebou.

Schematické zobrazení celkového uspořádání systému je na obrázku č. 5.3.



Obr. 5.3 Schematické uspořádání systému.

5.2.3 Varovná hlášení

Systéme nepřetržitě monitoruje přes 400 vstupních signálů od senzorů umístěných na motoru nebo v aerometrických systémech a v případě poruchy vygeneruje varovné hlášení, které se zobrazí na primárním displeji EICAS. Pořadí a barevné označení zpráv se řídí tím jak je daná závada naléhavá a jak rychle je zapotřebí aby se jí posádka začala věnovat.

Rozlišují se 3 typy varovných hlášení:

- **úroveň A** – varování této úrovně je na displeji zobrazeno červeně a požaduje okamžitou reakci posádky a nápravu vzniklé situace, jako varování jsou současně rozsvícena varovná světelná hlášení a aktivuje se zvukové varování
- **úroveň B** – tato úroveň se označuje jako upozornění a na displeji je zobrazeno v barvě jantarové (odstín žluté) a vyžaduje aby si posádka v daném okamžiku uvědomila vzniklou situaci, jako upozornění je současně aktivována světelná signalizace a dvakrát zazní zvukové upozornění
- **úroveň C** – tato úroveň se označuje jako doporučení a na displeji je zobrazena rovněž v barvě jantarové a požaduje aby si posádka byla vědoma vzniklé situace

Rozdíl mezi úrovní C a B se pozná podle vzájemného odsazení o jeden znak. Příklad jak takové zprávy vypadají je vidět na obrázku [8]



Obr. 5.4 Zobrazování zpráv EICAS.

5.2.4 Módy zobrazení

Systém EICAS je navržený tak aby kategorizoval zobrazování zpráv a výstrah podle módu v jakém se systém nachází a proto rozlišujeme tři módy zobrazení.

- operační – tento mód slouží k zobrazování informací o parametrech motorů, zobrazování výstražných zpráv, které je během letu aktivováno posádkou; při běžné situaci je aktivní pouze horní displej a dolní zůstává neaktivní, pokud posádka nezvolí jinak
- stavový – tento mód slouží k zobrazování dat na jejichž základě se vyhodnocuje připravenost letadla k letu, je využíván v rámci předletové přípravy nebo před deaktivací všech systémů
- mód údržby – tento mód slouží pro testování hlavních sub-systémů a během letu je nepřístupný

6. Systémy automatického řízení letu – AFCS (Automatic Flight Control Systems)

6.1 Účel systému

Systém automatického řízení letu má za úkol bezpečné a spolehlivé řízení letounu. Tato potřeba se dá členit do třech úrovní (stabilita dynamických charakteristik letu; řízení polohy letounu v průběhu letu; vedení letounu po trati, přiblížení a automatické přistání), které jsou vyjádřeny ve fázi řízení letu. Na základě vlastností, kterých daný systém dosahuje, dochází k zařazování individuálních systémů do kategorizačních tříd, jež jsou důležité pro jejich následující certifikaci.

6.2 Princip činnosti

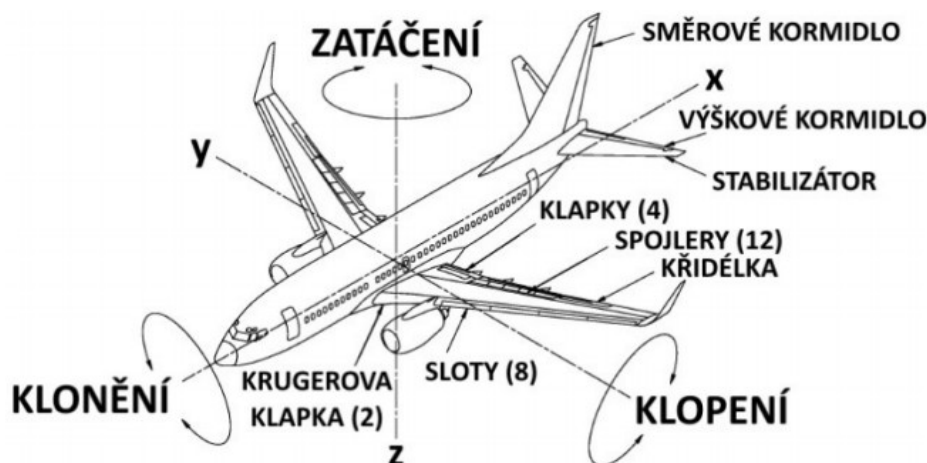
Mezi systémy AFCS patří povelový přístroj (F/D Flight Director), autopilot (A/P) a automatické ovládání pohonných jednotek (A/T Auto Throttle). Jejich nejdokonalejší nástavbou je systém FMS, který je schopen kontinuálně ovládat F/D, A/P a A/T během celého letu. Nezávislými systémy automatického řízení jsou tlumič bočních kmitů (Y/D Yaw Damper) a automatické podélné vyvažování (Auto - Trim). Někdy se jako součást AFCS zmiňuje varování při odchylce od zvolené hladiny (Altitude Warning). Speciálním a zcela autonomním systémem automatického řízení je Mach – trim.

Povelový přístroj Flight Director může buď předávat informace pilotovi nebo poskytovat signály systému autopilota. Ten se podle úrovně vývoje dělí následovně:

1. úroveň – vyhodnocování výchylek derivací polohových úhlů (klonění, klopení, stabilizace (zajištění říditelnosti) letadla)
2. úroveň – koordinace zatáčení, koordinace polohových úhlů, koordinace výšky, ovládání vyvážení (již využívá informace ze směrových setrvačníků, akcelerometrů, inerčních systémů)
3. úroveň (nejdokonalejší) – vedení letu po trati (VNAV, LNAV), přiblížení a automatické přistání

Letoun se pohybuje v souřadnicové soustavě definované třemi osami, přičemž pohyb kolem dané osy se nazývá

- klonění (kolem osy x – podélná osa)
- klopení (kolem osy y – příčná osa)
- zatačení (kolem osy z – svislá osa)



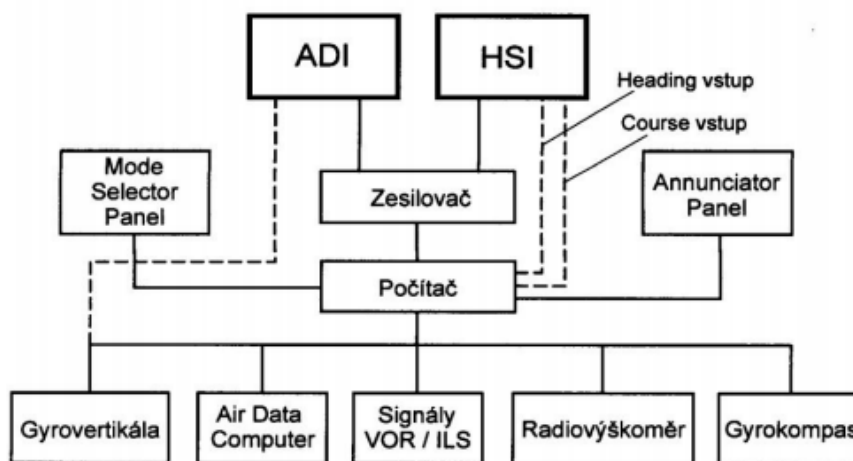
Obr. 6.1 Ovládací prvky letounu včetně letadlových os a pohybů kolem nich

6.3 Povelový přístroj F/D

Společně s autopilotem, používá F/D dva kanály

- kanál příčného řízení (kanál klonění, Roll Channel)
- kanál podélného řízení (kanál klopení, Pitch Channel)

Polohové a směrové informace získávají starší elektromechanické systémy z gyromagnetického kompasu a z gyrovertikály. Moderní systémy používají jako referenci INS nebo IRS. Zjednodušené schéma uspořádání F/D je na obr. 6.2.



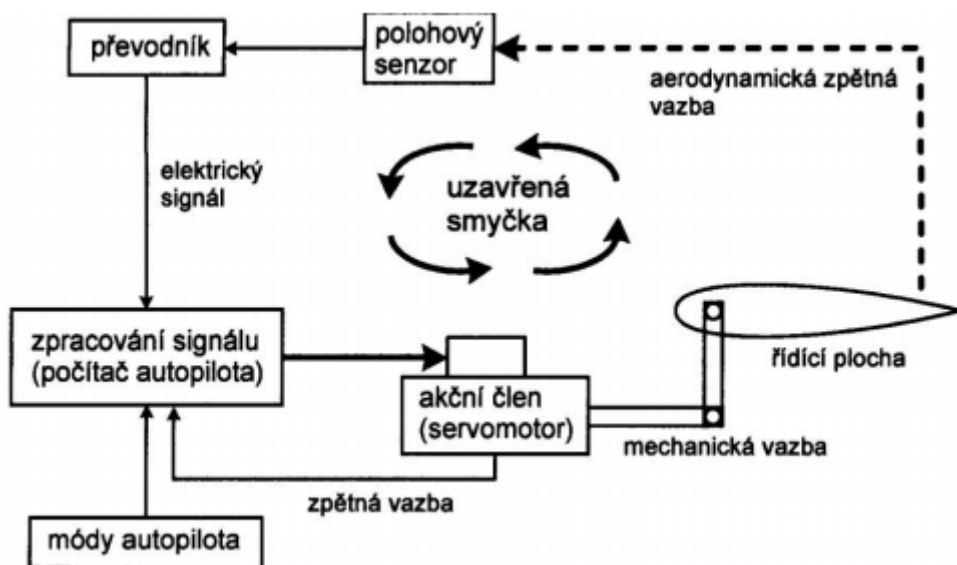
Obr. 6.2 Zjednodušené schéma vstupů a výstupů F/D

6.4 Autopilot A/P

Co do způsobu řízení rozeznáváme dva druhy

- řízení se zpětnou vazbou (tzv. uzavřená smyčka)
- řízení bez zpětné vazby (tzv. otevřená smyčka)

Stabilizace polohových úhlů, tedy základní funkce autopilota je příkladem řízení se zpětnou vazbou a bývá nazývána vnitřní smyčkou řízení (inner loop, closed loop, auto-stabilizace). Vnější smyčka je někdy označována jako otevřená (open loop system), což není v letadlovém systému A/P zcela správně, neboť i zde stále existuje zpětná vazba. Na obr. 6.3 je schematicky znázorněna uzavřená smyčka vnitřního systému autopilota. Jako polohový senzor se používají různé gyroskopy a převodník potom mění signál z gyroskopu na signál elektrický. Počítač autopilota porovná signál z převodníku se vstupním signálem, určí potřebnou opravu a vysílá ji do servo-motoru. Servo-motor mění signál na pohyb řídících ploch. Nová poloha je snímána opět polohovými senzory (aerodynamická zpětná vazba).



Obr. 6.3 Řízení A/P se zpětnou vazbou

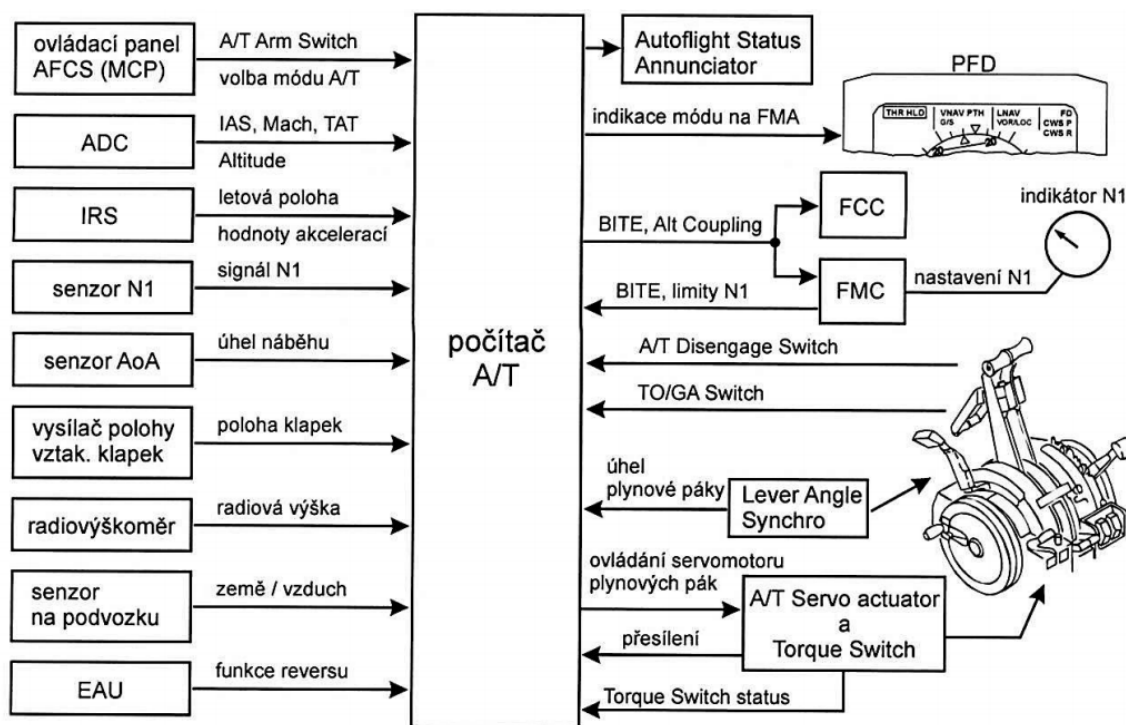
6.5 Automatické ovládání pohonných jednotek A/T

Systém Auto Throttle je počítačem ovládaný, elektromechanický systém, který ovládá tah motorů pomocí specifických parametrů. Často bývá nazýván Thrust Management System (TMS), neboť úzce spolupracuje se systémem FMS a autopilotem. K poskytování potřebného tahu je přestavována poloha pák, především na základě:

- otáček vysokotlakého kompresoru N1
- tlakový poměr EPR
- cílové rychlosti (definované na MCP)

Výpočet tahu motoru je vztažen ke konkrétnímu letovému režimu. Primární parametr výpočtu tahu je EPR (Engine Pressure Ratio), tedy poměr mezi tlakem na vstupu do kompresoru a na výstupu z turbíny. Pokud není k dispozici parametr EPR, používá se k výpočtu tahu hodnota N1, která je přesně definována a uložena v paměti FMC. Plynová páka je potom používána k nastavení hodnot EPR nebo N1. Výpočet tahu se kromě těchto hodnot opírá o řadu dalších důležitých věcí, viz schéma vstupů a výstupů systému A/T na obr. 6.4.

Při zpětné vazbě systém A/T porovnává současné hodnoty s referenčními hodnotami a posílá řídicí signály do servomotorů řídících pák. Aby bylo možné ovládat rychlost, kterou jsou plynové páky přesunovány, existuje mezi servo akumulátory a TMC vhodná zpětná vazba. [11]



Obr. 6.4 Vstupy a výstupy výpočetní jednotky A/T

7. Plně automatický, digitální systém ovládání motorů - FADEC (Full Authority Digital Engine Control)

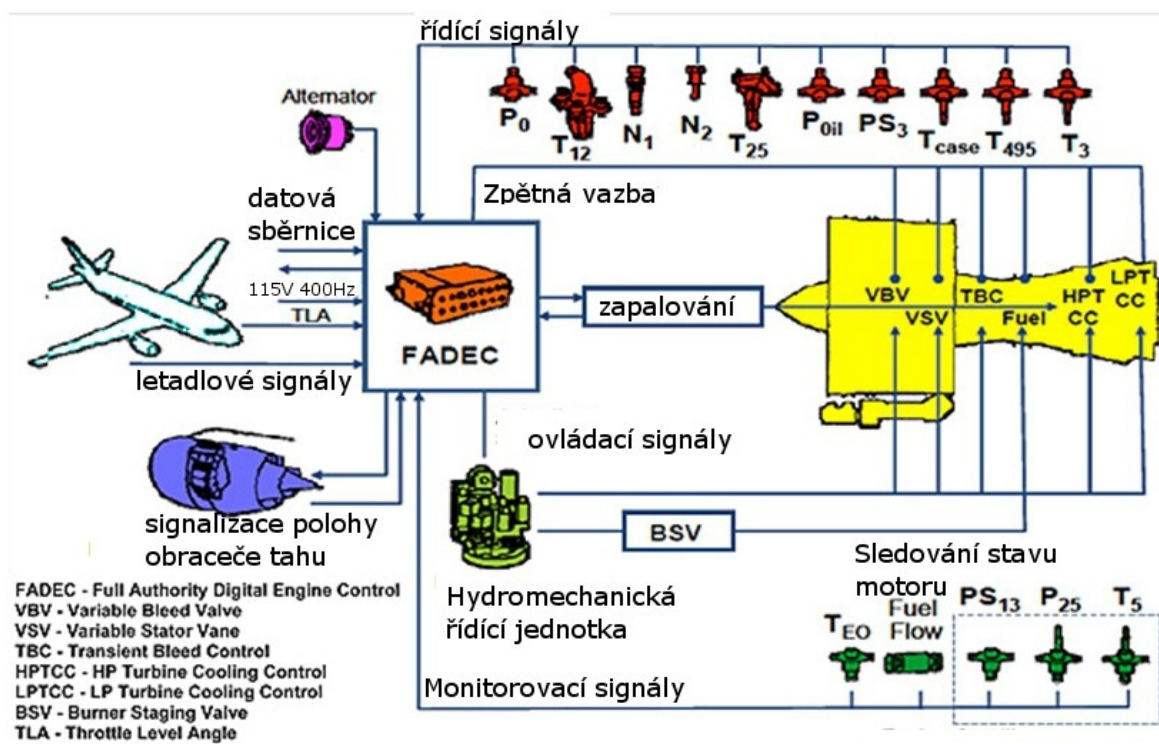
7.1 Účel systému

FADEC je elektronický systém řízení motoru, který téměř úplně nahradil hydromechanické systémy používané na dřívějších generacích dopravních letadel. Jedním z hlavních rozdílů je přidání řídicí jednotky motoru (EEC- electronic engine control), která neustále kontroluje parametry motoru a v případě odchylek varuje posádku před poruchami, které by mohly mít vliv na chod motoru. Tím došlo ke zlepšení ovladatelnosti, úspory paliva a usnadnění údržby motorů a snížení zatížení posádky.

Má dva nezávislé obvody, jeden je vždy záložní, při každém zapnutí motorů je aktivní jiný. Tento počítač všechny informace vyhodnotí a vyšle příslušný signál k elektromotoru na změnu režimu motoru. Činnost FADEC je upravena tak, aby motory poskytovaly optimální výkon pro každou fázi letu. Piloti jednoduše zvolí volnoběh, stoupací režim, maximální trvalý výkon, vzletový/průletový výkon nebo zpětný tah a FADEC přivede motory na optimální výkon pro dané podmínky.

7.2 Princip činnosti

Na obrázku vidíme jeden ze dvou obvodů, který zajišťuje všechny potřebné informace od motoru pro plynulý let. Informace od snímačů z motoru jsou přenášeny



Obr. 7.1 Základní architektura řízení motoru

pomocí sběrnice ARINC do řídicí jednotky (EEC), která vyhodnocuje příchozí data a posílá je dál pomocí sběrnice do pilotní kabiny. K řídicí jednotce je připojená hydromechanická jednotka (HMU), která řídí množství paliva do spalovací komory a alternátor, který napájí EEC. Systém je pod napětím 115V s frekvencí 400Hz.

FADEC je systém řízení motoru s úplnou autoritou tzn. pokročilý systém, který řídí :

- průtok paliva
- geometrii motoru
- vytváří propojovací rozhraní se směrovým kormidlem
- spouštění motorů

Dále získává velké množství informací od:

- snímačů na motoru
- signálů od autopilota a automatu tahu
- požadavků pilota

Hlavní části:

- 1) EEC – elektronická kontrola motoru (řídicí jednotka)
- 2) HMU - hydromechanická jednotka
- 3) EEC alternátor

- EEC (Electronic Engine Control) je nainstalován na ventilátoru obou motorů. Každý motor má svoji nezávislou jednotku EEC. Ta získává informace od čidel motoru a letadla a neustále počítá požadovaný tah motoru z hlediska rychlosti ventilátoru N1 (otáčky nízkotlakého rotoru), aby pak mohla vysílat pokyny do motoru a udržovat tak ideální otáčky motoru.
- HMU (Hydro Mechanical Unit) – hydromechanická jednotka
Je umístěná vzadu na levé straně skříně převodovky. Skládá se z ventilu, který řídí množství paliva do spalovací komory, z dalších ventilů, které řídí úhel statorových lopatek, odvzdušnění a další. Dále se skládá z vysokotlakého uzavíracího palivového ventilu

- EEC ALTERNATOR – je umístěn ve přední části skříně převodovky. Jednotlivé kanály EEC jsou napájeny elektrickou energií. EEC alternátor pohání EEC při otáčkách motoru vyšších než 12% N2. Při menších rychlostech EEC je napájen střídavým napětím 115V z elektrického systému letadla. Když je motor vypnut, je napájení vypnuto.

FADEC pracuje s tím, že obdrží mnoho vstupních proměnných ohledně aktuálního letového stavu včetně hustoty vzduchu, poloze páky tahu, teploty motoru, tlaky v motoru a mnoho dalších informací jelikož jsou všechna data v analogové podobě je nezbytné aplikovat A/D převodníky. Jedná se v podstatě o centralizovaný systém se zvláště vyčleněnou řídicí jednotkou označenou EEC, která všechna data zpracovává a následně vypočte optimální nastavení motoru, pro daný režim letu. I během letu dochází k neustálým změnám v konfiguraci pro maximální účinnost celé pohonné soustavy. [10]

8. Systém vedení letadla - FMS (Flight Management System)

8.1 Účel systému

Systém FMS (Flight Management System), někdy nazývaný FMGS (Flight Management and Guidance System) má zefektivnit navigaci, spotřebu paliva a snížit zátěž posádky. Poskytuje kompletní laterální vedení (LNAV) po standardních ATS tratích. Při kompletním vertikálním vedení (VNAV) systém počítá optimální cestovní hladinu a určuje nejlepší kombinaci nastavení řízení tahu (Auto-Throttle) a rychlosti během stoupání a klesání. FMS má plnit základní dvě funkce:

- poskytování informací posádce ohledně optimálního nastavení letadla
- kompletní automatické řízení letu

Poradní funkce FMS (pouhé poskytování informací) hraje v současnosti pouze sekundární roli. Pokud piloti zrovna neřídí letadlo manuálně, používají zpravidla k řízení vstupní periferie FMS. Ty jsou tak vlastně miniaturní palubní deskou ovládanou konečky prstů. Dnešní FMS jsou navrženy k:

- Ovládání výkonových charakteristik letadla
- Plánování letu
- Kompletní navigaci
- 3D vedení po trati

8.2 Princip činnosti

FMS tak vlastně provádí tzv. 4D navigaci, tedy globální 3D navigaci kontinuálně v čase. Základními dvěma součástmi FMS jsou:

- FLIGHT MANAGEMENT COMPUTER (FMC)
- COMMAND DISPLAY UNIT (CDU)

FMC kombinuje data zadaná pilotem pomocí CDU s daty z ostatních vnějších zdrojů (navigační informace, výstupy z ADC, informace od pohonných jednotek, ...). Počítá současnou pozici a stanovuje hodnoty nastavení podélného sklonu, náklonu a tahu, které předává do PMC (Power Management Computer) a AFCS (Automatic Flight Control System). Mimo to posádce zobrazuje poradní informace na palubních obrazovkách.

Kompletně integrované systémy spolupracují kromě CDU ještě s ovládacími panely automatických systémů řízení a komplexního zobrazení EFIS:

- **AFCS Mode Control Panel (MCP)**
- **EFIS Control Panel (ECP)**

Na nejmodernějších letadlech jsou instalovány dvě jednotky FMS kvůli vzájemnému zálohování.

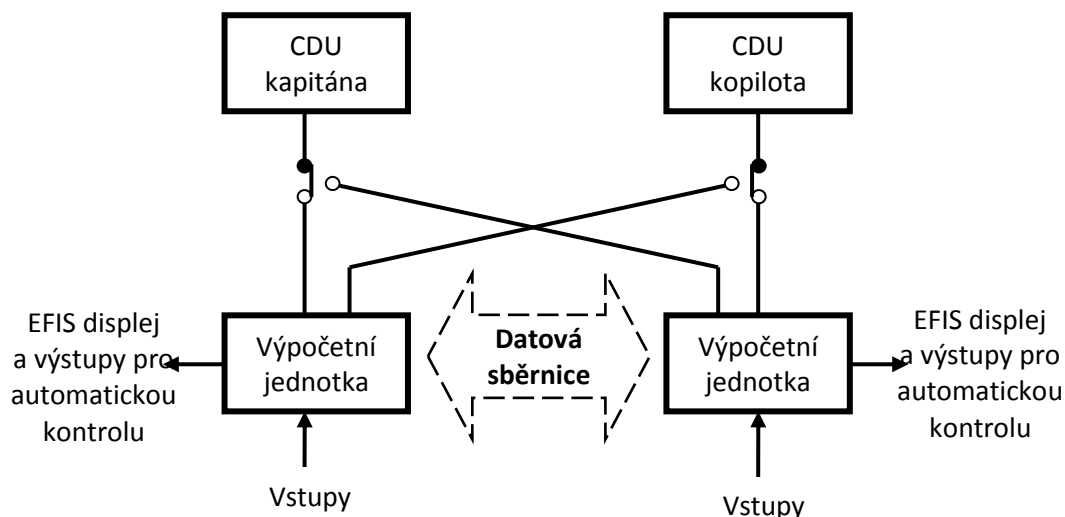
FMS systémy se řadí do skupiny automatického řízení letu. Představují nejvyšší stupeň automatizace a mohou nahradit většinu funkcí pilota při řízení letadla. FMS systém v sobě zahrnuje tyto funkce:

- Navigace
 - předpokládaný čas příletu ETA
 - předpokládané zpoždění příletu ETO
 - čas letu
 - odchylka od vytyčeného kurzu XTE
 - stav paliva
 - východ a západ Slunce
- Výpočet
 - Zeměpisná délka a šířka, výška
 - Zeměpisný a magnetický kurz
 - Traťová rychlost
 - Rychlost větru a jeho směr
 - UTC čas
- Letový plán
 - Manuál pro vyhotovení LP
 - Automatické generování LP
 - Editování LP
 - Převrácení LP
 - Založení LP
 - Nouzový LP

- Databáze
 - Letové trasy (LT)
 - Letiště
 - Navigační prostředky na LT
 - SID/ STAR/ APP
 - Komunikační frekvence

K plné funkci FMS systému musí být integrovány dostatečně veliké paměťové moduly pro ukládání značného množství navigačních dat, charakteristik motorů a letadla samotného. Navigační data v sobě zahrnují údaje týkající se celého letu, jako např. předpokládané navigační prostředky využitelné během letu, traťové body, parametry letišť a jejich vzletových a přistávacích drah (RWY), postupy pro přiblížení atd. V pamětech jsou též ukládána data pro různé situace během letu, tj. vzlet, stoupání, let po vytyčené trase, sestup, kroužení atd. Mód "let po vytyčené trase" je možné rozdělit na několik situací odpovídajících různým letovým režimům např. ekonomickému, ručnímu, na dlouhé vzdálenosti atd. Začleněním dalších dat týkajících se např. rychlosti větru a vytyčení letového koridoru FMS systém dovoluje automatické vyhotovení a modifikace letového plánu.

FMS systém je v současné době jeden z nejmodernějších systémů umožňující integraci všech výše zmíněných funkcí, které jsou nutné pro optimalizaci letových parametrů v módu jak automatickém, tak i manuálním řízení. Systém je složen z autonomních a obecně asynchronních jednotek vzájemně propojených letadlovou sběrnici typu ARINC, která splňuje všechny na ní kladené požadavky. V mnoha případech je v systému obsaženo více jednotek stejné funkce a to z důvodu zajištění provozu schopnosti v případě poruchy jednoho z bloků, což vede ke zvýšení spolehlivosti celého systému. Obr. 8.1 schematicky znázorňuje propojení FMS systému s ostatními systémy na letadle, jejichž komunikace s FMS je uskutečněna pomocí datové sběrnice. Vzhledem ke komunikačnímu propojení mezi FMC a FMC CDU jsou tyto dvě jednotky společně označovány jako výpočetní systém řízení letu FMCS (*Flight Management Computer System*), který slouží jako primární mezičlánek mezi posádkou a letadlem samotným. [11]

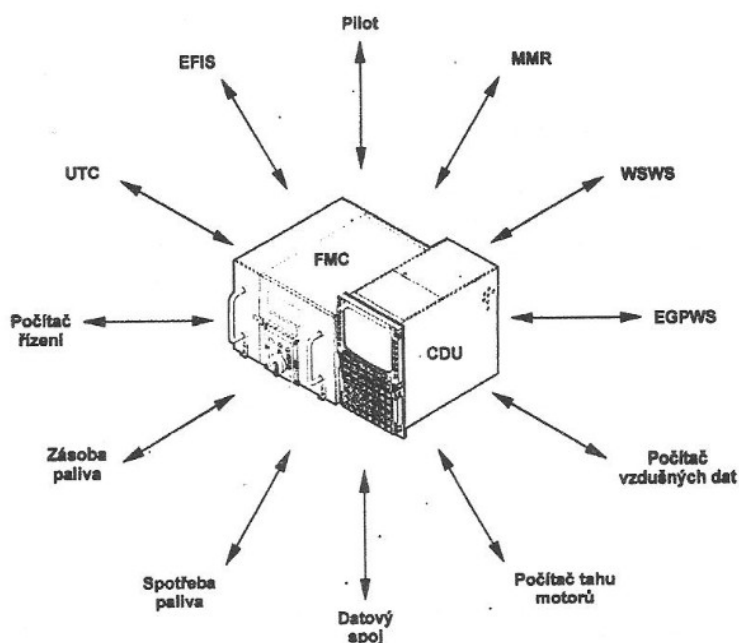


Obr. 8.1 Principiální schéma FMS

8.2.1 FMC

Flight Management Computer obsahuje tzv. výkonovou a navigační databázi. Výkonová databáze poskytuje FMC informace potřebné k výpočtu ideálního podélného sklonu a tahu. Data mohou být pilotům zobrazena na palubních displejích, což snižuje jejich zátěž při používání Performance manuálů během letu. Databáze obsahuje:

- odporové charakteristiky letadla,
- výkonové charakteristiky pohonných jednotek,
- maximální, optimální a minimální výšky letu,
- rychlosti a rychlostní limity.



Obr. 8.2 Vazby FMS a okolními systémy letadla

9. Komunikační, adresný a hlasný systém - ACARS (Aircraft Communications Addressing and Reporting System)

9.1 Účel systému

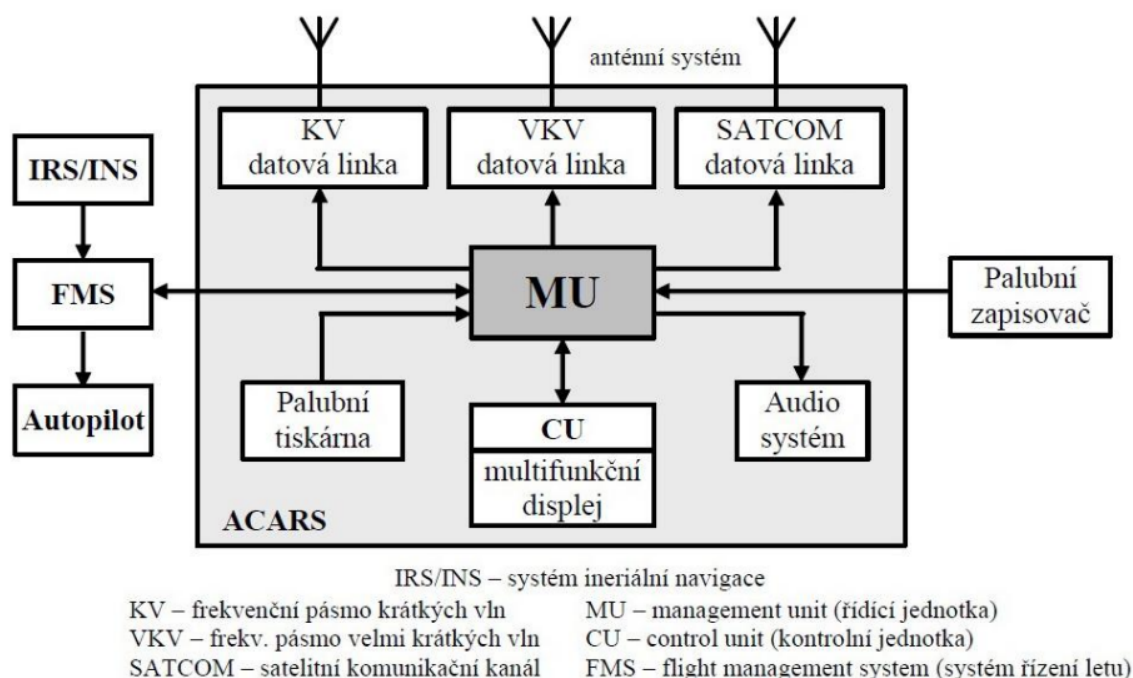
Systém vyvinutý speciálně pro letecký průmysl na digitální přenos dat, který zajistí komunikaci letadla s leteckou společností, službou řízením letového provozu atd. kdekoli na světě, prostřednictvím sítě pozemních rádiových stanic a to v reálném čase.

Systém zahrnuje tři hlavní datové linky:

- pro digitální komunikaci určenou pro řízení letového provozu
- pro digitální přenos navigačních a identifikačních zpráv určených pro ATC/ATS
- pro digitální přenos palubních technicko provozních dat určených pro dispečersko-provozní službu AOC (Approach On Course)

9.2 Hlavní části systému

1. Řídicí a kontrolní jednotka (CU a MU)
2. Satelitní systém SATCOM
3. ARNIC pozemní systém – tvoří jej KV a VKV stanice a systém AFEPS (ACARS Front-end Processor System) a ESS (Electronic Switching System)



Obr. 9.1 Blokové uspořádání vybavení ACARS

Řídicí jednotka zajišťuje příjem a vysílání zpráv, navazuje spojení s články pozemních sítí, přes které probíhá komunikace mezi letadlem a pozemními pracovišti.

V jednotce jsou shromažďovány informace o celkovém stavu letadla a vysílány v podobě zpráv. Zpráva obsahuje data z kontrolní jednotky, ze senzorů, ze systému FMS a případně dalších zdrojů. Jednotka umožňuje propojení ACARS s dalšími subsystémy, kterými může být letadlo vybaveno jako je tiskárna zpráv, video displej umístěný v kabině pro pasažéry.

Kontrolní jednotka se využívá jako rozhraní mezi pilotem a samotným systémem ACARS. Její součástí je multifunkční displej vybavený alfanumerickou klávesnicí. [16]

9.3 Princip činnosti

Komunikace prostřednictvím ACARS probíhá obousměrně, tedy letadlo vysílá zprávy na pozemní střediska a také pozemní středisko vysílá zprávy k letadlu.

9.3.1 Průběh komunikace letadlo → pozemní středisko

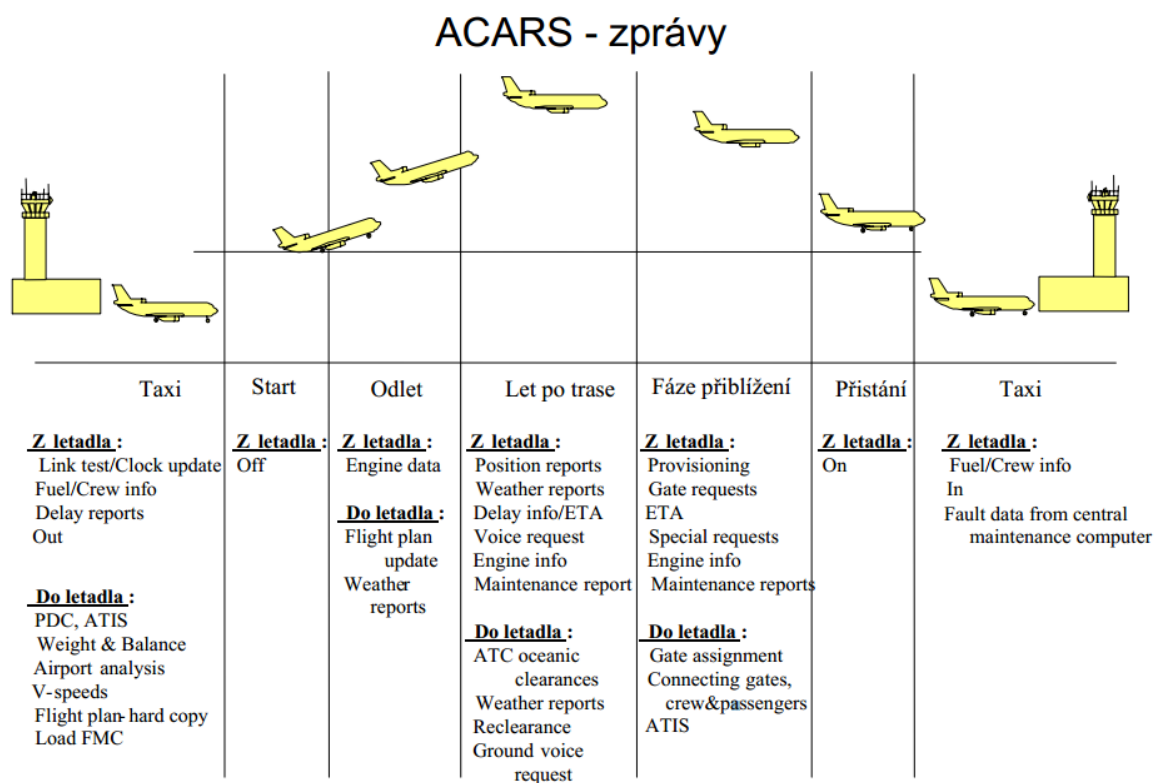
Zprávy pro tento směr přenosu se vytváří buďto automaticky systémem na palubě nebo zprávu vytvoří pilot manuálně prostřednictvím kontrolní jednotky. Systém vysílá zprávy pomocí VKV nebo SATCOMu. Pozemní stanice po přijetí zprávy pošle zpět technické potvrzení systému letadla a zprávu předá servisnímu centru providera komunikačního kanálu. Centrální procesor, tedy AFEPS, systémem ESS přeformátuje zprávu do pozemního formátu a pošle jí dál do centrály letecké společnosti. Systém společnosti přijme a identifikuje zprávu a uloží ji do své databáze a v závislosti na typu zprávy systém vykoná dané úlohy. Některé zprávy použije sám, jiné přepošle jedné nebo více uživatelským adresám. Průměrný čas přenosu zprávy z letadla na zem až ke koncovému uživateli je přibližně 5 - 15 sekund.

9.3.2 Průběh komunikace pozemní středisko → letadlo

Proces více méně odpovídá obrácenému průběhu předešlé komunikace. Zpráva se vytvoří buďto automaticky systémem nebo manuálně pozemním uživatelem. Systém přemění zprávu do formátu pro ACARS systémovému provozovateli, tedy providerovi. Servis providera pošle zprávu pozemní stanici, která je blízko letadla nebo zprávu přenese přes satelit. Palubní systém potvrdí přijetí zprávy a zobrazí ji na displeji nebo ji vytiskne. Průměrný čas přenosu zprávy od pozemního uživatele k letadlu, je přibližně 10 – 20 sekund.

Systém je schopen zpracovávat až 30 000 typů zpráv, jako například:

- ACARS test spojení
- odletová a příletová zpráva
- OOOI zpráva
- informace o počasí na letové trase
- letový plán
- stavy motorů
- množství a spotřeba paliva



Obr. 9.2 Druhy vysílaných a přijímaných zpráv.

10. Palubní protisrážkový systém - ACAS (Airborn Collision Avoidance System)

10.1 Účel systému

ACAS je známý především pod názvem TCAS (Traffic Alert and Collision Avoidance System) a jeho úkolem je především varovat pilota před nebezpečím, v podobě srážky s jiným letadlem a to nezávisle na službách ŘLP.

10.2 Součásti systému

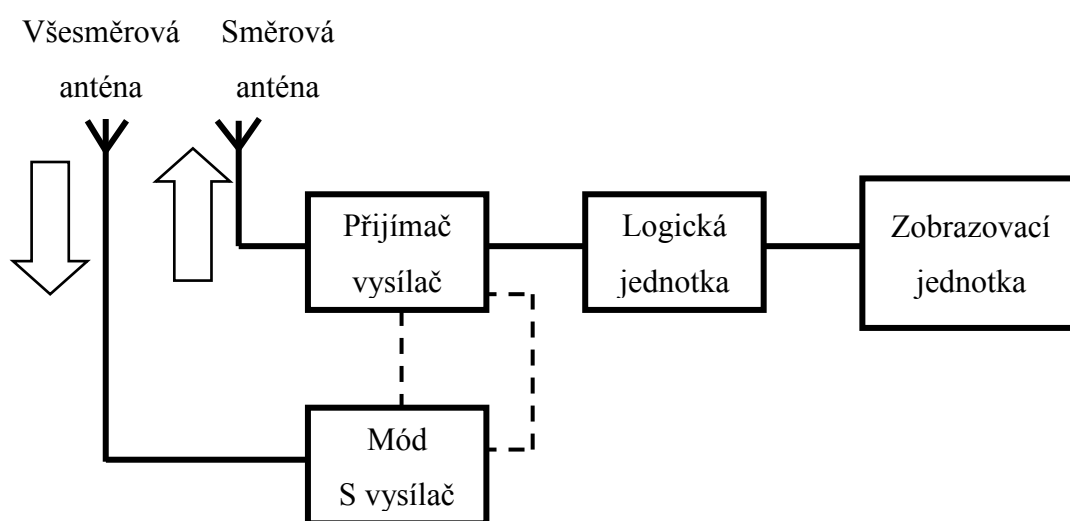
Za primární část systému můžeme považovat přijímač a vysílač, který z kokpitu ovládá kombinovaným panelem SSR/TCAS.

Celý systém je možné rozdělit do několika částí:

- *směrová anténa* – skládá se ze čtyř všesměrových antén, které jsou fázově buzené což zapříčiňuje vysílání směrového signálu.
- *všesměrová anténa* – zajišťuje příjem signálu ze všech stran se stejnou intenzitou
- *logická jednotka* – monitoruje pohyb okolních letadel, propočítává jejich pohyb a vyhodnocuje zda za stávajících podmínek může dojít ke střetu.

Pokud vyhodnotí, že je to pravděpodobné podá výstrahu a doporučí posádce manévr, k odvrácení střetu. Výstraha je jak zvuková tak současně zobrazena na displeji.

- *displej* – využívá EADI a EHSI, v případě EHSI jsou okolní letadla zobrazena v podobě značek



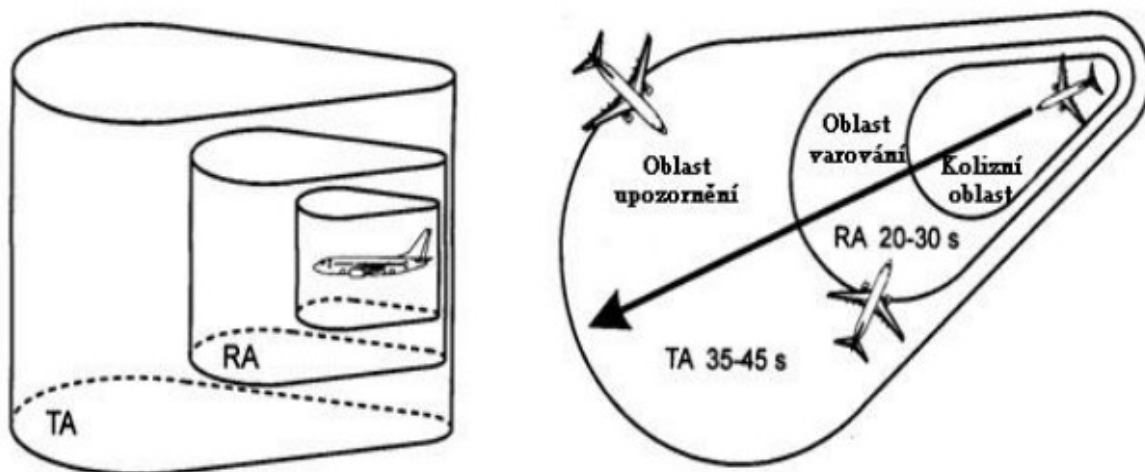
Obr. 10.1 Schematické uspořádání systému

10.3 Princip činnosti

Letadlo musí být vybaveno odpovídačem sekundárního radaru a zařízením, které vytváří dotazy pro ostatní odpovídače v jeho blízkosti. Na základě informací, které TCAS obdrží od odpovídačů z okolních letadel a na úrovni zabudovaného zařízení je TCAS schopen poskytovat pilotovi:

- *Traffic Advisory (TA)*, tedy varuje pilota o dalším letadle v blízkosti, ale bez návrhu manévru jak možnému střetu předejít.
- *Resolution Advisory (RA)*, tedy varuje pilota před vážně hrozícím nebezpečím od blízkého provozu a vypočte manévr pro odvrácení hrozící srážky.

Pracuje na stejném principu jako sekundární radar dále jen SSR. Kolem letadla se vytváří dvě ochranné 3D zóny, jak přibližně vypadají je znázorněné na obr. 9.2



Obr. 10.2 Ochranné zóny TCAS

Aby bylo letadlo pro TCAS viditelné musí být vybaveno minimálně odpovídačem v módu A. V tomto módu vysílač nevysílá výšku, proto vidí systém letadlo jen dvojdimenzionálně tudíž nemůže poskytovat RA.

Pokud letadlo má odpovídač v modu C, TCAS jej vidí trojdimenzionálně, tzn. vysílá i svou výšku, a může tak poskytovat TA, ale především RA.

V nejlepším případě jsou obě letadla vybaveny odpovídačem v modu S, což umožňuje systému TCAS komunikovat pomocí datového spoje a vzájemně koordinovat instrukce RA a vypočítávat nejvhodnější úhybné manévry.

10.3.1 Typy TCAS

Existují 3 typy TCAS označené jako TCAS I až TCAS III, jejich rozdíl spočívá právě v zobrazování TA a RA, které jsou závislé na modu odpovídače umístěného v letadle.

10.3.1.1 TCAS I

Protisrážkový systém TCAS I, pouze varuje posádku letadla na přítomnost jiného letadla v jeho blízkosti. Umožňuje zobrazit vzdálenost a přibližnou polohu narušitele, není však vybaven na to aby navrhnul manévry pro vyhnutí, resp. poskytne TA nikoliv RA.

Za předpokladu, že je „narušitel“ vybaven odpovídačem v modu C, je systém TCAS I schopen zobrazit jeho výšku relativně k vlastní výšce. Tento systém byl primárně určen pro letadla všeobecného letectví a regionálních leteckých společností.

10.3.1.2 TCAS II

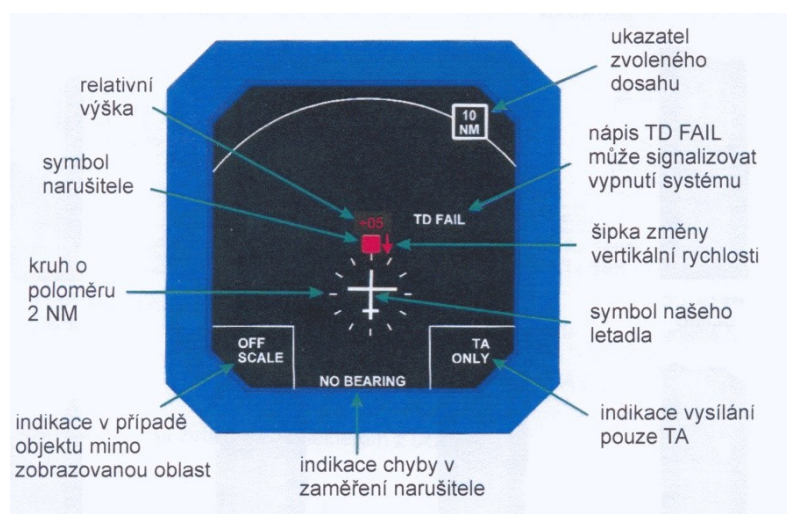
Protisrážkový systém TCAS II poskytuje rozšíření TCAS I právě o výpočty úhybných manévru, ale jen ve vertikální rovině, respektive přikazuje klesat nebo stoupat. Jedná se tedy o typ, který poskytuje jak TA tak RA (vertikální). Jedná se zatím o nejrozšířenější typ v civilním letectví

10.3.1.3 TCAS III

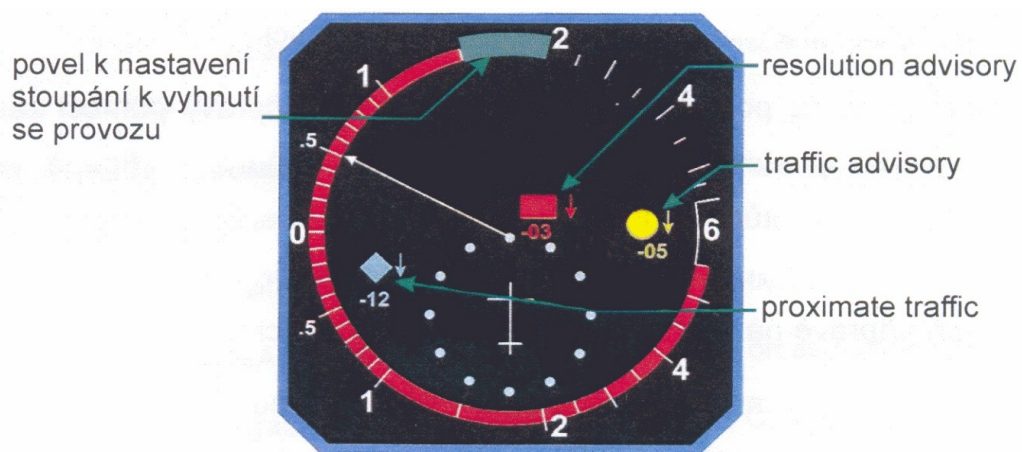
Protisrážkový systém TCAS III poskytuje rozšíření TCAS I a II o výpočty úhybných manévru v horizontální rovině, resp. určuje kurz pro vyhnutí se kritické situaci.

10.4 Druhy ukazatelů

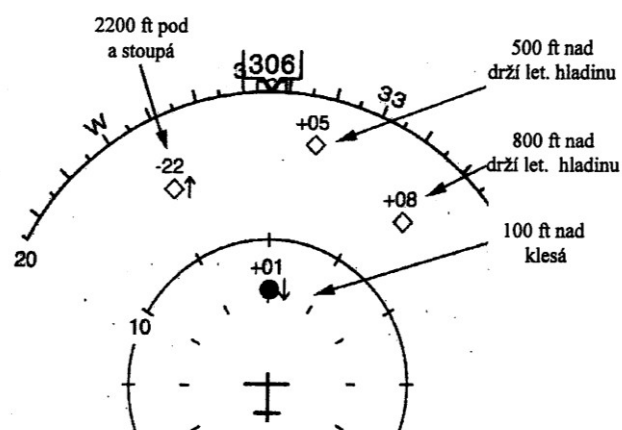
Horizontální situace okolních letadel může být zachycena buďto na jednoúčelovém TCAS Plan Position Indicatoru dále na navigačním displeji EFIS nebo na elektronickém variometru EVSI.



Obr. 10.3 Zobrazení TCAS na jednoúčelovém displeji



Obr. 10.4 Zobrazení TCAS na elektronickém variometru



Obr. 10.5 Zobrazení TCAS na navigačním displeji EFIS

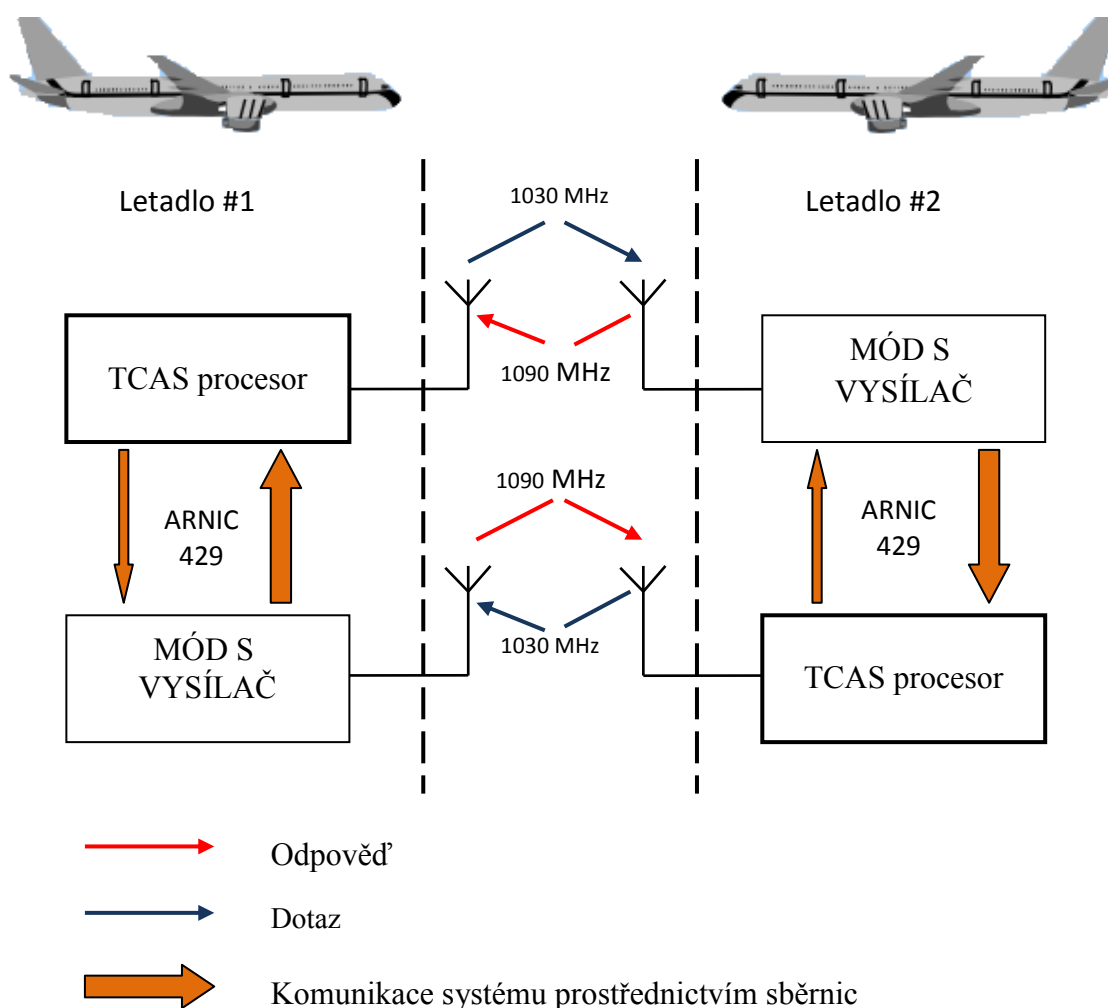
10.5 Postup při vyhodnocování kolizí

System TCAS vyšle požadavek pro okolní letadla k vyslání svých letových údajů, jako identifikační číslo, kurz, výšku, vzdušnou rychlost a vertikální rychlost. Požadavek je vyslán, stejně jak i odpověď přijata prostřednictvím s měrové antény. Obvody přijímače předají informace logické jednotce (dále jen Lj) současně s údaji o směru směrové antény. Lj vyhodnotí vzájemnou pozici obou letadel na základě směru antény a doby mezi vysláním požadavku a přijetím odpovědi. TCAS následně vybere jen letadla v okruhu 4 NM a jejich pohyb zobrazí na přístrojích k tomu určených.

TCAS využívá údaje o letu okolních letadel a jejich historii k výpočtu předpokládané trajektorie 45 sekund dopředu od aktuálního času. Lj současně vyhodnocuje trasu svého

letadla na základě informací z aerometrických prostředků. Jestli že jednotka zjistí možnou kolizi v následujících 45 sekundách, systém o tom informuje posádku na hlavních displejích a zároveň zvukovým signálem. Tato funkce je implementována v TCAS II a také TCAS I.

Pokud systém TCAS II vyhodnotí, že kolize nastane do 30s, doporučí manévr ve vertikálním směru k jejímu zamezení. Může určit stoupání nebo sestup patřičnou vertikální rychlostí nebo zachování stávající výšky, toto platí i pro systém TCAS III, který současně nabízí možnost manévru v horizontální rovině.



Obr. 10.6 Schéma TCAS komunikace mezi letadly

11. Systém varování před blízkostí země - GPWS (Ground Proximity Warning System)

Jeho cílem je poskytnout pilotovi vizuální a zvukové varování pro situace, kdy zjištěná vzdálenost od povrchu země představuje potenciální ohrožení bezpečnosti letu.

11.1 Účel systému

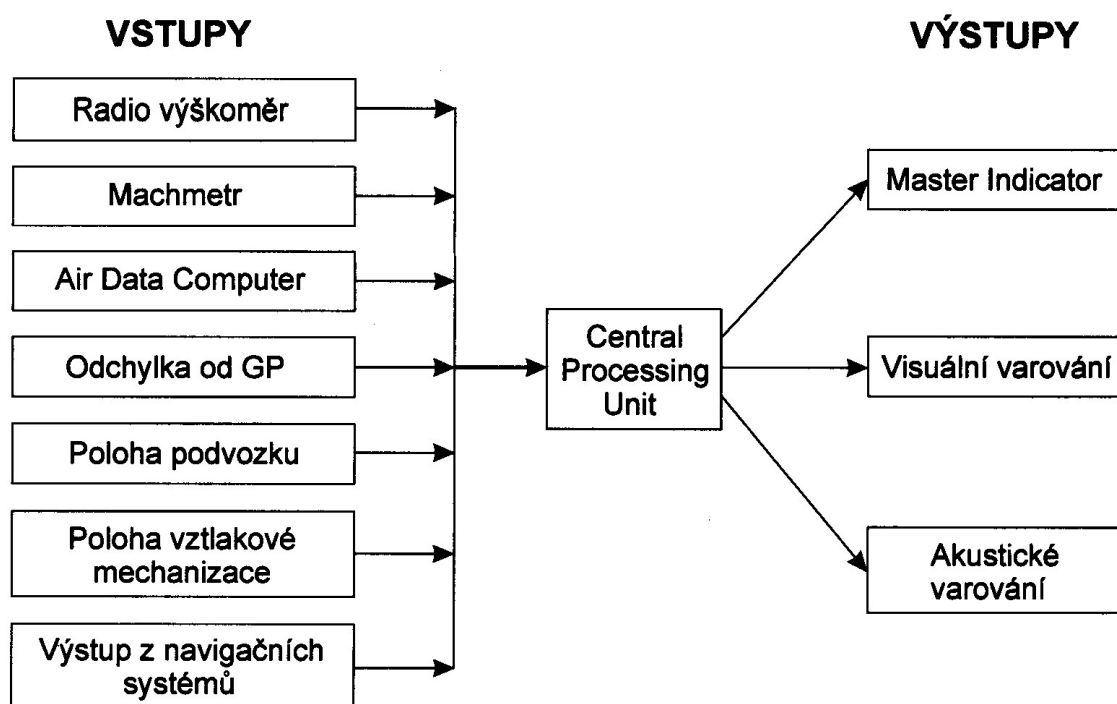
Systém byl vyvinut za účelem snížení počtu případů CFIT (Controlled Flight Into Terrain), tedy srážek letu schopných, plně říditelných letounů s terénem ať už se jedná o překážku, nebo vodní hladinu.

11.2 Princip činnosti

Skládá se z procesoru (dále jen CPU), který přijímá vstupy z různých zdrojů (rádio výškoměr, machmetr, ILS, Glide Slope, poloha kalapek a podvozku, ADC). CPU neustále zkoumá tyto vstupy a nastává-li nebezpečí srážky s terénem aktivuje vhodné vizuální a zvukové upozornění. Systém je aktivní ve výšce mezi 50 až 2500 ft nad zemí (rádiová výška) a automaticky volí patřičný mód své činnosti.

Jaký je rozdíl mezi rádio výškoměrem (RA) a barometrickým výškoměrem?

- RA měří vzdálenost letadla a zemského povrchu prostřednictvím rádiových vln vyslaných k zemi.
- Barometrický výškoměr nám ukazuje výšku podle okolního tlaku, tudíž není tak přesný



Obr. 11.1 Součásti systému GPWS

Podle důležitosti dělíme varování GPWS na:

- ALERT – výstraha generovaná prostřednictvím GPWS
- WARNING – povel generovaný GPWS

11.2.1 Módy GPWS

Systém pracuje v pěti základních módech a dvou nepovinných, má vestavěnou kontrolu BITE, která umožňuje testování všech zvukových a vizuálních indikací jak před letem, tak z části i během letu, ten ale nelze považovat za plnohodnotný BITE test.

Fungování u letadel odlišných výrobců se může nepatrně lišit (výšky, rychlosti, způsoby indikace,...), ale v zásadě jsou obdobné. Jakmile jde o varování typu ALERT, aktivuje se zvuková signalizace. Při varování typu WARNING, nastane indikace jak zvuková, tak vizuální a to ve spodní části PFD.

11.2.1.1 MOD 1 Nadměrná rychlost klesání

Jde o indikaci nepřiměřené rychlosti klesání v okamžiku, kdy je letadlo příliš blízko zemi. Má dvě ohraničení, které jsou zachyceny na grafu. Při narušení první oblasti dojde k aktivaci zvukového varování "SINK RATE", které se opakuje každých 1,5 sekundy. Při narušení druhé hranice se aktivuje zvukové varování "Whoop Whoop PULL UP" společně s vizuálním varováním "PULL UP" na PFD, dokud není rychlost klesání upravena.

11.2.1.2 MOD 2 Příliš rychlé přiblížování k terénu

Tento mód se skládá ze dvou dílčích

- 2A – Klapky a podvozek nejsou v přistávací konfiguraci
- 2B – Klapky a podvozek jsou v přistávací konfiguraci

Stejně jako model jedna má i tento dvě ohraničení (počáteční průnikovou oblast a vnitřní varovnou oblast)

Proniknutí do první oblasti má za následek zvukové varování "TERAIN, TERAIN" a následuje opakující se pokyn "Whoop Whoop PULL UP"

11.2.1.3 MOD 3 Ztráta výšky po vzletu

Poskytuje varování při ztrátě výšky po vzletu nebo po nezdařeném přiblížení, když jsou podvozek a klapky zasunuty. Varování je v podobě opakujícího se zvukového hlášení "DON'T SINK" které se opakuje dokud poloha letounu není pod kontrolou.

11.2.1.4 MOD 4 Nebezpeční blízkost terénu v jiné než přistávací konfiguraci

Poskytuje varování v případech, kdy je letadlo příliš blízko terénu a podvozek nebo vztlakové klapky nejsou v přistávací konfiguraci.

2 pod módy:

- 4A Blízkost terénu – podvozek nevysunut
Aktivuje se kdykoliv rádio výškoměr zaznamená 500ft mezi letadlem a povrchem, nezávisle na gradientu klesání, ale pouze pokud podvozek není vysunut. Pokud je rychlost příliš vysoká následuje zvukové varování “TOO LOW TERRAIN“. Jestliže letadlo letí příliš nízko s nízkou rychlostí, ale s vysunutým podvozkem, následuje zvukové varování “TOO LOW GEAR“.
- 4B – Blízkost terénu – klapky nevysunuty

11.2.1.5 MOD 5 Let pod Glide Slope

Upozorňuje pilota na odchylku od sestupové roviny při letu s vysunutým podvozkem při ILS přiblížení, aktivuje se při výchylce větší než 2 tečky. Varování pokračuje s navyšováním intenzity dokud problém není vyřešen.

11.2.1.6 MOD 6 Výškové call-outy

Poskytuje výškové “call outy“ před nastavených rádiových výšek v průběhu klesání s vysunutým podvozkem.

11.2.1.7 MOD 7 Střih větru

Visuální a akustická varování před střihem větru se aplikují pokud několik parametrů jako GS, TAS, barometrická výška, rychlost klesání a rádiová výška indikují počáteční podmínky střihu větru.

Nevýhodou tradičního GPWS je shromažďování dat, které jsou bezprostředně pod letadlem, tudíž musí předvídat rysy krajiny. Pakliže dojde k výrazné změně terénu, např. strmý sráz, systém zjistí tento problém, až bude příliš pozdě na úhybný manévr.

Moderní technologie, Enhanced Ground Proximity Warning System (EGPWS), tedy rozšířený systém varování před srážkou se zemí, má k dispozici celosvětovou databázi povrchu a systém navigování na dlouho vzdálenost, jako je GPS, INS (Inertial Navigation System) a rádiově závislé navigační systémy. Výpočetní technika na palubě může porovnávat svou aktuální pozici s databází povrchu a posádka dostane výstrahy a varování včas.

12. Výukový program

12.1 Úvod

Hlavním úkolem bakalářské práce je vytvořit výukový program zaměřený na náplň předmětu Přístrojové vybavení letadel II. Práci jsem pojal způsobem, že jsem nejdříve vytvořil textovou část, která bude sloužit jako teoretický základ.

Druhá část je samotný výukový program určený již pro názornou prezentaci, vybrané problematiky, předmětu.

12.2 Výběr softwaru

Při vytváření výukových programů jsem se spolehl na program Microsoft Power Point od společnosti Microsoft. Tento program jsem si vybral ze tří důvodů.

Na prvním místě proto, že s ním v průběhu celého studia pracuju a tudíž už více méně umím využívat jeho potenciál.

Dalším důvodem je právě jeho rozšířenost mezi širokou veřejností a tudíž nemůže činit žádný problém, využívání mnou vytvořených výukových programů, především z hlediska softwarové kompatibility a samozřejmě při samotném užívání programů.

Třetím důvodem, který je také velice podstatný je, že jsem nechtěl zbytečně investovat čas vyhledáváním alternativ, u kterých bych musel nejdříve zjistit jak vlastně fungují, což by způsobilo, že samotná tvorba programů by byla zdlouhavá, kvůli nezvyklosti na nové prostředí a výsledná kvalita mého snažení by nemusela být podle představ.

12.3 Struktura programů

Jelikož se má práce týká více systémů a oblastí, je nezbytné abych vytvořil několik programů pro jejich přehlednou prezentaci. Struktura každého z nich bude stejná a tedy. Všechny budou obsahovat textovou teoretickou část, ale pouze ve zkrácené verzi pro větší přehlednost. Důraz budu klást především na multimediální část práce, tedy na prezentaci problémů pomocí videí a animací. Jelikož videí týkajících se letectví a prostoru v kokpitu je na internetu dostatek, neměl by být problém, při zapojení znalostí “kyber světa“ a vůle k hledání, nalézt vhodné materiály.

12.4 Konečné shrnutí

V konečné fázi bych chtěl zkompletovat co se ve výukových programech nachází. Základním prvkem je teorie, kterou jsem vyjádřil na snímcích prezentace v bodech, což považuju za jeden z klíčových prvků výukového programu, protože rozsáhlé texty odpoutávají studentovu pozornost a celkový vzhled už není dobrý.

Další část vybraných programů tvoří názorné ukázky ve formě videí, protože považuju za velice výhodné, když má student možnost vidět teorii na vlastní oči, což mu dopomůže si danou problematiku lépe zapamatovat.

Zároveň nesmím opomenout zmínit rozhraní, které mezi programem a studenty tvoří samotný přednášející. Tento parametr, bude hrát také významnou roli, jelikož přednášející by měl mít schopnost posluchače zaujmout i svým přednesem, ale toto už nemůžu ovlivnit.

Závěr

Závěrem bych uvedl několik tendencí, které charakterizují vývoj avionických systémů. Ty hlavní jsou přechod ze samostatných přístrojů na letadlové systémy a rapidní nárůst bezpečnosti celého leteckého průmyslu. Běžné avionické přístroje jsou nahrazovány propojenými systémy. To se začíná prosazovat i v malých letadlech. Celkově to umožňuje přehlednější zobrazení informací pilotovi a poskytuje další výhody spojené se sdílením informací mezi jednotlivými systémy. Přehlednější prezentací údajů, se globálně sníží zatížení pilota.

Systémy takto vybavených letadel jej samy upozorní na nezvyklou situaci a do té doby se může věnovat samotnému provedení letu. Díky vývoji těchto systému bylo umožněno snížit osazení posádky, která ještě v 70. letech na některých letadlech zahrnovala pět členů v pilotní kabině. Dnes pro bezpečné provedení letu dopravního letadla stačí pouze dva.

Zmenšuje se tak prostor pro vznik chyby a kladný směr v nehodovosti poukazuje na to, že zatímco se hustota provozu významně navyšuje, nehodovost zapříčiněná lidským faktorem se naopak snižuje.

Zhodnocení dosažených cílů

Důvodem celého mého snažení bylo vytvořit multimediální výukový program se související teoretickou částí, do které jsem zakomponoval detaily, které jsem nehodlal již později uvádět v samotném programu.

Při vytváření jednotlivých kapitol teoretické části jsem se rozhodnul rozdělit je na několik částí, které jsou pro většinu kapitol stejné a to z důvodu větší přehlednosti celého dokumentu.

Do prezentační části jsem se snažil zahrnut videa, k názornému předvedení probírané látky. Jako zdroj jsem použil známý server, hudby a videí, YouTube.

Na úplný závěr bych chtěl poděkovat panu Ing. František Martincovi, CSc. za postřehy a rady, které mi poskytoval během kompletování mé práce.

Seznam zdrojů:

- [1] REICHL, J. – VŠETIČKA, M. *Encyklopedie fyziky [on-line]*. c2006-2013 [cit.2012-12-20]
<<http://fyzika.jreichl.com/main.article/view/523-displej-z-kapalnych-krystalu-lcd>>
- [2] REICHL, J. – VŠETIČKA, M. *Encyklopedie fyziky [on-line]*. c2006-2013
<<http://fyzika.jreichl.com/main.article/view/646-kapalne-krystaly>>
- [3] VOLNER, R. Optoelektronické zobrazovací prvky v letecké technice, [cit. 2013-01-15], VŠB TUO, 2007
- [4] LUNDSTREM, D. – YILBAR, J. *Liquid Crystal Materials [on-line]*
<http://www.kth.se/fakulteter/_TFY/kmf/lcd/lcd~1.htm>
- [5] DPVisual, *Amtek [on-line]*
c2009 [cit.2013-01-30]
<<http://www.amtek.cz/elektroluminiscencni-displeje>>
- [6] WIKIPEDIA, *Obrazovka CRT [on-line]*
<http://cs.wikipedia.org/wiki/Obrazovka_CRT>
- [7] CAKL, L. *Grafický displej. Magisterská práce. Fakulta elektrotechnická. ČVUT*
<<http://ludek.ic.cz/ruzne/diplomka.pdf>>
- [8] ČVUT, *Přednášky EICAS-EFIS*
[cit.2013-02-08]
<<http://measure.feld.cvut.cz/groups/lis/download/prednasky/EPS1/EICAS-EFIS.pdf>>
- [9] ALANKAR, A. *Slideshare Fadec [online]*
<<http://www.slideshare.net/gbrj/fadec-full-authority-digital-engine-controlfinal>>

- [10] The Boeing Company, *Propulsion Control System*
copyright [cit.2013-03-14]
<http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_02/textonly/sy01txt.html#fig2>
- [11] VOLNER, R. Digitální technologie – elektronické přístrojové systémy,
[cit. 2013-03-20], VŠB TUO, 2007
- [12] BRADY, Ch. The 737 Information Site
c1999 [cit.2013-03-20]
<<http://www.b737.org.uk/fmc.htm>>
- [13] HONEYWELL, Collision Avoidance System User's Manual
copyright Honeywell,
<http://lotnictwo.rgal.pl/pliki/cas81_pilotguide.pdf>
- [14] Kolektiv autorů, *Pull up*
<<http://www.authorstream.com/Presentation/girigirish-446627-gpws/>>
- [15] RICHARD, ACARS
<<http://acars.sweb.cz/>>
- [16] ČVUT, Přednášky ACARS
[cit.2013-04-01]
<<http://measure.feld.cvut.cz/groups/lis/download/prednasky/EPS1/ACARS.pdf>>
- [17] ČVUT, Přednášky EICAS-EFIS
[cit.2013-03-03]
<<http://measure.feld.cvut.cz/groups/lis/download/prednasky/EPS1/EICAS-EFIS.pdf>>

Seznam příloh:

- Příloha A – CD s výukovým programem